

VŠB – Technická univerzita Ostrava  
Fakulta strojní  
Katedra výrobních strojů a konstruování



Konstrukční návrh vysílačů palivoměrů v  
integrovaném křídle letounu

Design of Fuel Transmitters in Integrated Aircraft  
Wing

Student:

Bc. Petr Mazúrek

Vedoucí diplomové práce:

Ing. Oldřich Učeň, Ph.D.

Ostrava 2013

## Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Petr Mazúrek**  
Studijní program: N2301 Strojní inženýrství  
Studijní obor: 3909T001 Konstrukční a procesní inženýrství  
Specializace: 20 Výrobní stroje a zařízení  
Téma: **Konstrukční návrh vysílačů palivoměrů v integrovaném křídle letounu**  
**Design of Fuel Transmitters in Integrated Aircraft Wing**

### Zásady pro vypracování:

Navrhnete konstrukční řešení kapacitních vysílačů palivoměru. Optimalizujte jejich umístění z pohledu dosažení nejlepší přesnosti měření množství paliva. Vysílače jsou uchyceny uvnitř palivové nádrže, která je umístěna v integrovaném křídle letounu. Celé konstrukční řešení musí respektovat všechny příslušné požadavky normy RTCA/DO – 160 G včetně odolnosti proti atmosférickému výbuchu v krytu elektroniky.

### Vypracujte:

1. Technickou zprávu s popisem funkce navrhovaného zařízení se všemi nezbytnými výpočty.
2. Konstrukční návrh vysílačů palivoměrů v integrovaném křídle letounu.
3. Pevnostní kontrolu důležitých uzlů.
4. Detailní výrobní výkres vybrané součásti.

### Seznam doporučené odborné literatury:

ČSN 01 6910. *Úprava písemností psaných strojem nebo zpracovaných textovými editory*. Praha: Český normalizační institut, srpen 1997. 36 s.  
Leinveber, J., Řasa, J., Vávra, P. *Strojnické tabulky*. 3. vyd. Praha: Scientia, 1999, 985 s. ISBN 80-7183-164-6.  
NĚMČEK, M.: *Řešené příklady z částí a mechanismů strojů*. 2. vydání. Skripta VŠB-TU Ostrava, 2008, ISBN 978-80-248-1782-8.  
Literární rešerše zpracovaná v rámci Diplomového projektu  
Podklady firmy MESIT holding, a.s.

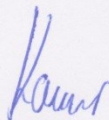


Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Oldřich Učeň, Ph.D.**

Datum zadání: 14.12.2012

Datum odevzdání: 20.05.2013



---

doc. Dr. Ing. Ladislav Kovář  
vedoucí katedry



---

doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.  
děkan fakulty

## PODĚKOVÁNÍ

Děkuji mému vedoucímu diplomové práce Ing. Oldřichu Učňovi, Ph.D. za odborné vedení, metodické pokyny a cenné připomínky při tvorbě diplomové práce. Dále děkuji pracovníkům firmy MESIT přístroje spol. s r. o., kteří mně poskytli technické zázemí potřebné pro vznik této práce. V neposlední řadě děkuji všem pracovníkům Fakulty strojní na Vysoké škole báňské – Technické univerzitě Ostrava.

## **MÍSTOPŘÍSEŽNÉ PROHLÁŠENÍ STUDENTA**

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě dne 20. května 2013.

.....  
Bc. Petr Mazúrek

### Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 - školní dílo.
- беру на ве́домі, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на ве́домі, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě dne 20. května 2013

.....  
Bc. Petr Mazúrek

Jméno a příjmení autora práce: Bc. Petr Mazúrek

Adresa trvalého pobytu autora práce: Míkovice, Lesní 322

## ABSTRAKT

MAZÚREK, P. *Konstrukční návrh vysílačů palivoměrů v integrovaném křídle letounu*: diplomová práce. Ostrava: VŠB - TUO, Fakulta strojní, Katedra výrobních strojů a konstruování, 2013, 102 s. Vedoucí práce: Učeň, O.

Diplomová práce po úvodní části, která přehledně uvádí všechny používané způsoby měření množství paliva na letounu, analyzuje optimální umístění vysílačů palivoměru v integrovaném křídle z pohledu chyby měření při daných podmínkách vzletu, přistání a horizontálního letu. V rámci práce je s využitím 3D návrhových systémů přesně stanoven využitelný objem křídla pro letecké palivo a provedena simulace výšky hladiny při podélném náklonu letounu. Vzhledem k tomu, že palivová nádrž integrovaná do křídla letounu doplňuje stávající pryžové a okrajové nádrže, je při vlastní konstrukci vysílačů palivoměru a jejich uchycení snaha o využití již sériově vyráběných částí a podsestav. Výsledky práce jsou přímo využitelné v rámci projektu výzkumu a vývoje, který je řešen v zadávající společnosti.

### **Klíčová slova**

Palivoměr, integrované křídlo, kapacitní vysílač, měření množství paliva, podélný náklon letounu, 3D simulace výšky hladiny, uchycení vysílače palivoměru, letecké palivo, permitivita prostředí, aproximace metodou nejmenších čtverců, chyba měření.

**ABSTRACT**

MAZÚREK, P. *Design of Fuel Transmitters in Integrated Aircraft Wing*: thesis. Ostrava: VŠB - TUO, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Production Machines and Design, 102 p. Thesis head: Učeň, O.

After the introduction, which clearly indicates all used methods of measuring the amount of fuel in the airplane, the thesis analyzes optimal positioning of fuel transmitters inside the integrated wing from the measurement error point of view in specific conditions like takeoff, landing and horizontal flight. By using 3D design systems it is specified the amount of usable fuel for aircraft wings and the fuel level during the longitudinal tilt of an airplane is simulated. The modern fuel tank is integrated into the aircraft wing which complements the existing rubber and marginal fuel tanks – during the design and construction of a new fuel transmitter the effort is focused on using already mass-produced parts and subassemblies. The results of this thesis can be directly applicable in the research and development project, which is solved in the contracting company.

**Key words**

Fuel gauge, integrated wing, capacitive transmitter, measured amount of fuel, longitudinal tilt of the airplane, 3D simulation of fuel level, attaching of fuel transmitters, aviation fuel, permittivity, least squares approximation method, measurement error.



# Obsah

<b>Seznam použitých symbolů a zkratk</b> .....	<b>11</b>
<b>Úvod</b> .....	<b>14</b>
<b>1. Technické zadání</b> .....	<b>15</b>
1.1 Technický zadavatel .....	15
1.1.1 Představení společnosti .....	15
1.1.2 Vývoj a výroba .....	17
1.2 Specifikace zadání pro diplomovou práci .....	17
1.2.1 Zásady vzniku nového výrobku .....	18
1.2.2 Konkrétní zadání .....	19
1.2.3 Certifikace, normy .....	19
<b>2. Měření množství paliva u letadel</b> .....	<b>21</b>
2.1 Význam palivoměrů .....	21
2.2 Princip činnosti palivoměrů .....	21
2.3 Přímé plovákové palivoměry .....	22
2.4 Přímé plovákové palivoměry s rotačním pohybem plováku .....	23
2.5 Pneumatické palivoměry .....	24
2.6 Plovákové palivoměry s potenciometrickým dálkovým převodem .....	25
2.6.1 Rotační pohyb plováku .....	26
2.6.2 Pákový převod polohy plováku .....	27
2.6.3 Lineární pohyb plováku .....	27
2.6.4 Konstrukce palivoměrů s potenciometrickým dálkovým převodem .....	28
2.7 Plovákové palivoměry s indukčním dálkovým převodem .....	29
2.8 Kapacitní palivoměry .....	31
2.8.1 Kapacita kondenzátoru .....	31
2.8.2 Vliv teploty na změnu permitivity .....	33
2.8.3 Změna hustoty paliva .....	34
2.8.4 Shrnutí závislosti objemu a permitivity paliva na teplotě .....	35
2.8.5 Kompenzace geometrického tvaru nádrže .....	36
2.8.6 Kapacitní palivoměry přímé .....	36
2.8.7 Kapacitní palivoměry s převodníkem .....	38
2.8.8 Kapacitní palivoměry se sběrníci .....	39
<b>3. Umístění palivoměru v integrovaném křídle</b> .....	<b>40</b>
3.1 Okrajové podmínky .....	40
3.2 Úprava palivového prostoru .....	41
3.3 Určení výšky hladiny paliva v integrovaném křídle .....	42
3.4 Vliv geometrického tvaru nádrže v křídle na měření palivoměru .....	43
3.5 Optimalizace umístění vysílače palivoměru k fázím letu .....	47
3.5.1 Volná žebra (přepážky) pro umístění palivoměru .....	47
3.5.2 Vytvoření pomyslných rovin na žebrech s palivoměrem .....	48
3.5.3 Určení průsečíků hladin paliva pro jednotlivé fáze letu .....	48
3.5.4 Aproximace metodou nejmenších čtverců .....	51
3.5.5 Maximální chyba měření při stoupání a klesání .....	54

<b>4. Konstrukční návrh palivoměru .....</b>	<b>60</b>
4.1 Základní konstrukční zásady pro palivoměr .....	60
4.2 Specifikace palivoměru .....	60
4.2.1 Kapacitní vysílač .....	60
4.2.2 Elektronika .....	61
4.2.3 Kryt elektroniky .....	62
4.2.4 Uchycení krytu elektroniky .....	62
4.3 Konstrukční návrh palivoměru – varianty provedení .....	62
4.3.1 Varianta č. 1 .....	62
4.3.2 Varianta č. 2 .....	64
4.3.3 Varianta č. 3 .....	66
4.3.4 Varianta č. 4 .....	67
4.4 Konstrukční návrh palivoměru – popis vybraného řešení .....	68
4.4.1 Kryt elektroniky .....	68
4.4.2 Uchycení krytu elektroniky ke kondenzátoru .....	70
4.4.3 Pevný držák palivoměru .....	72
4.4.4 Šroub držáku .....	74
<b>5. Kontrola konstrukčních uzlů .....</b>	<b>76</b>
5.1 Pevnostní kontrola šroubu dotahující držák .....	76
5.1.1 Směr zrychlení vyvolávající krouťící moment .....	76
5.1.2 Směr zrychlení vyvolávající posunutí v ose šroubu .....	78
5.1.3 Směr zrychlení vyvolávající posunutí v ose kondenzátoru .....	79
5.1.4 Kontrola rozměru šroubu .....	80
5.2 Pevnostní kontrola dotahující objímky .....	82
5.2.1 Kontrola svěrného spoje .....	82
5.2.2 Pevnostní kontrola šroubu objímky .....	84
5.3 Kontrola krytu elektroniky .....	84
5.3.1 Import modelu .....	85
5.3.2 Síť modelu .....	86
5.3.3 Zadání reakčních sil a tlaku .....	87
5.3.4 Zadání vlastností materiálu .....	90
5.3.5 Výsledky kontroly .....	91
5.4 Vyhodnocení výpočtů konstrukčních uzlů .....	92
<b>Závěr .....</b>	<b>93</b>
Zhodnocení .....	95
Celkový závěr .....	96
<b>Použitá literatura .....</b>	<b>97</b>
<b>Seznam obrázků .....</b>	<b>99</b>
<b>Seznam tabulek a grafů .....</b>	<b>101</b>
<b>Obsah příloženého CD .....</b>	<b>102</b>
<b>Seznam příloh .....</b>	<b>103</b>

## Seznam použitých symbolů a zkratek

Zkratka, symbol	Anglický význam	Český význam	Jednotka
2D	Two-dimensional	Dvojrozměrný, dvojdimenzionální	–
3D	Three-dimensional	Trojrozměrný, trojdimenzionální	–
$a_p, b_p$		Parametry přímky	–
ČSVN		Československá vojenská norma	–
DC	Direct Current	Stejnoseměrný elektrický proud	–
EASA	European Aviation Safety Agency	Úřad pro civilní letectví	–
ISO EN ČSN		Soubor technických norem	–
M	Motor	Motor	–
MIL	United States Military Standard	Americké vojenské normy	–
MX		Velikost šroubu X	–
OVL MO		Odbor vojenského letectví Ministerstva obran	–
PPS		Počátek souřadného systému	–
PTFE		Polytetrafluoretylen	–
$P_{xy}$		Průsečíky přímek	–
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics	Americké letecké normy	–
SMD	Surface Mount Technology	Součástky určené pro povrchovou montáž	–
stp	STEP-file CAD format	Formát souboru 3D modelu	–
$x, y, z$		Souřadnicové osy	–
Z	Amplifier	Zesilovač	–
$a$		Vzdálenost osy pantu od středu kondenzátoru	m
$a_h$		Zrychlení havarijních rázů	$m \cdot s^{-2}$
$b$		Vzdálenost osy pantu od osy šroubu	m
$C$		Kapacita	F
$C_V$		Kapacita trubkového vysílače paliva	F
$D$		Vnitřní průměr vnější trubky válcového	m

	kondenzátoru	
$d$	Vnější průměr vnitřní trubky válcového kondenzátoru	m
$d$	Průměr šroubu	m
$f$	Frekvence	Hz
$F$	Zatěžující síla	N
$F_N$	Normálová síly působící kolmo k třecí síle	N
$F_O$	Osová síla	N
$f_s$	Součinitel smykového tření	–
$F_T$	Třecí síla	N
$f_z$	Součinitel tření mat. v závitech	–
$G$	Koeficient teplotní závislosti permitivity	-/°C
$h$	Délka válcového kondenzátoru	m
$H$	Koeficient závislosti hustoty	(kg/m <sup>3</sup> )/°C
$h$	Výška nádrže	m
$H_I$	Nosná hloubka závitu	m
$h_x$	Výška hladiny paliva	m
$k$	Bezpečnost proti prokluzu třecího spojení	–
$k_n$	Směrnice přímky	–
$k_z$	Statická bezpečnost vzhledem k mezi kluzu	–
$L$	Indukčnost	H
$l$	Vzdálenost mezi elektrodami kondenzátoru	m
$L$	Délka ramene	m
$m$	Hmotnost	kg
$M$	Krouticí moment	Nm
$m_x$	Hmotnost paliva při jeho měrné výšce $h_x$	kg
$M_z$	Třecí odpor kladený závitem šroubu proti otáčející se matici	Nm
$N$	Počet závitů	–
$p$	Měrný tlak	Pa
$p_D$	Dovolený měrný tlak	Pa
$p_{Dt}$	Dovolený měrný tlak objímky	Pa
$P_h$	Rozteč závitu	m

$R$	Odpor	$\Omega$
$Re_{min}$	Mez kluzu pro matici šroubu	Pa
$S$	Plocha kondenzátoru	$m^2$
$S$	Plocha průřezu styku prolisu s kondenzátorem,	$m^2$
$S_{(ap.bp)}$	Součet odchylek	—
$S_{(h)}$	Plocha nádrže ve výšce $h$	$m^2$
$t_0$	Normovaná teplota	$^{\circ}C$
$t_v$	Maximální nárazová teplota uvnitř krytu elektroniky	$^{\circ}C$
$U$	Napětí	V
$V$	Objem	$m^3$
$V_0$	Objem při normované teplotě $t_0$	$m^3$
$W_k$	Průřezový modul v krutu	$m^3$
$Z$	Impedance	$\Omega$
$z$	Potřebný počet závitů	—
$\alpha$	Výchylka ručičky ukazovatele	—
$\beta$	Vrcholový úhel závitu	$^{\circ}$
$\gamma$	Úhel stoupání závitu	$^{\circ}$
$\delta$	Nepřesnost	%
$\Delta\epsilon_{rp}(-40^{\circ}C$ $+120^{\circ}C)$	Absolutní rozdíl rel. permitivity paliva při $-40^{\circ}C$ až $+120^{\circ}C$	—
$\delta\epsilon_{rp}(-40^{\circ}C$ $+120^{\circ}C)$	Relativní rozdíl rel. permitivity paliva při $-40^{\circ}C$ až $+120^{\circ}C$	%
$\delta\zeta_{(-40^{\circ}C$ $+120^{\circ}C)$	Relativní rozdíl měrné hustoty paliva při $-40^{\circ}C$ až $+120^{\circ}C$	%
$\Delta\zeta_{(-40^{\circ}C$ $+120^{\circ}C)$	Absolutní rozdíl měrné hustoty paliva při $-40^{\circ}C$ až $+120^{\circ}C$	—
$\epsilon_0$	Permitivita vakua	$F \cdot m^{-1}$
$\epsilon_r$	Relativní permitivita	—
$\epsilon_{rpX^{\circ}C}$	Relativní permitivita paliva při $X^{\circ}C$	—
$\zeta_{X^{\circ}C}$	Měrná hustota paliva při $X^{\circ}C$	$kg/m^3$
$\sigma_{red}$	Redukované napětí podle H-M-H hypotézy	Pa
$\sigma_t$	Namáhání šroubu v tahu	Pa
$\tau$	Namáhání šroubu v krutu	Pa
$\varphi'$	Úhel tření v závitové drážce	$^{\circ}$

## Úvod

Výsledky vědecko-technického pokroku jsou pozorovatelné ve všech oborech lidského dění. Přichází se stále s novými konstrukčními řešeními, technologickými možnostmi, jsou využívány dokonalejší softwarové nástroje, řeší se neustále složitější technické problémy přinášející spotřebiteli užitek. Výjimkou není ani letecký průmysl, který je ze své podstaty z důvodu zajištění bezpečnosti velmi konzervativní. I tak zdánlivě jednoduchý problém, jakým se zdá být měření množství paliva, je ve skutečnosti v současné době velmi sofistikovanou, technicky náročnou vědní disciplínou. Letouny jsou vybaveny nejen pryžovými palivovými nádržemi, přídavnými okrajovými nebo podvěsnými nádržemi, ale i integrovanými nádržemi, které tvoří například celý disponibilní vnitřní objem křídla. K tomu všemu přistupují další požadavky na tlakové plnění paliva, tankování za letu, přečerpávání paliva vzájemně mezi nádržemi, zvýšení přesnosti měření, zajištění spolehlivosti, bezpečnosti atd. To vše již není možné řešit klasickými plovákovými vysílači palivoměru, jak je ještě dnes známe např. z automobilového průmyslu, ale jen s použitím celé soupravy bezkontaktních vysílačů vzájemně komunikujících po dohodnutých elektronických sběrnících, počítačového zpracování jejich údajů, vyhodnocení, zobrazení a propojení na další systémy letounu. Vývoj palivoměrného systému je součástí vzniku celého letounu a má právem charakter vývojově výzkumného úkolu, který již zpravidla není řešen jen jednou firmou, ale konsorciem firem včetně akademických (vysokoškolských) pracovišť.

Zadání diplomové práce je součástí právě takového konsorciálního projektu k řešení palivoměrného systému integrovaného křídla letounu a zabývá se jen jeho jednou částí, a to optimalizací umístění a konstrukcí vysílače palivoměru.



## 1. Technické zadání

### 1.1 Technický zadavatel

Technickým zadavatelem diplomové práce a odborným konzultantem je společnost MESIT přístroje, spol. s r.o. zapsána dne 20. června 1994 v Obchodním rejstříku vedeným Krajským obchodním soudem v Brně, oddíl C., vložka 154 a sídlící na adrese 686 01 Uherské Hradiště, Sokolovská 573.

- Identifikační číslo: 60709235
- Daňové identifikační číslo: CZ60709235



a)



b)

Obr. 1.1: a) Areál firmy MESIT, Uherské Hradiště, Sokolovská 573, b) ochranná známka [1]

#### 1.1.1 Představení společnosti

MESIT přístroje, spol. s r.o. vznikla de jure v roce 1994 jako dceřiná společnost MESIT holding, a.s. a je prakticky technickým nástupcem a pokračovatelem v oblasti finálních leteckých a vojenských přístrojů společnosti MESIT, která byla založena v roce 1952. Společnost převzala nejen hlavní výrobní programy, ale hlavně konstrukční, technologické, organizační a řídicí know-how. V současné době se řadí mezi přední české firmy s dlouholetými zkušenostmi z vývoje a výroby elektroniky, přístrojové techniky a přesné mechaniky určené pro oblasti civilního, vojenského letectví, pozemní vojenské techniky, dopravní techniky a průmyslového použití. Zajišťuje péči o zákazníka a výrobek ve všech jeho etapách: marketingu, zadání a konzultace se zákazníkem, vývoje, konstrukci,

schvalování technických podmínek, ověřovací série a zkoušky, sériovou výrobu, prodej, záruční a pozáruční servis, shromažďování údajů a informací z provozu, likvidace výrobků.

Všechny výrobky, které společnost vyrábí a dodává svým zákazníkům, vznikají výsledkem vlastního technického rozvoje, v němž pracuje asi čtvrtina zaměstnanců. Výrobní zaměření lze rozdělit do několika základních oborů:

- radiokomunikační a radionavigační systémy včetně antén
- vnitřní hovorová zařízení (interkomy) včetně náhlavních elektroakustických souprav
- mikroprocesorové systémy pro řízení a regulaci
- statické výkonové měniče 28 V DC na 115V/400 Hz
- přístroje pro dálková měření a signalizaci fyzikálních veličin (teplota, tlak,...)
- soupravy pro měření množství kapalin
- tlačítkové spínače a přepínače
- spínané napájecí zdroje
- jednoúčelové zkušební a kontrolní zařízení
- tachografy, bloky pomocné elektroniky a regulátory pohonů vozidel
- systémy pro řízení městské hromadné dopravy, přenosy dat

Konkrétně je každoročně vyráběno asi 550 typů různých přístrojů určených pro oblast civilního nebo vojenského letectví, pozemní vojenské techniky, dopravních prostředků, železnice nebo průmysl.

Společnost si zachovává a neustále rozvíjí svoje vývojové schopnosti v oblastech:

- digitálních signálových procesorů a zpracování signálu (digitální interkomy pro vojenská a speciální vozidla)
- vysokofrekvenční techniky do 1,5 GHz (letecké radiostanice)
- mikroprocesorové řídicí techniky (řízení chodu leteckého proudového motoru)
- spínaných napájecích zdrojů a měničů (měniče stejnosměrné palubní sítě 28V na střídavou síť 3x115V, 400 Hz)
- nízkofrekvenční techniky včetně elektroakustiky (hlasové komunikátory pro speciální vozidla)

- řídicích dopravních systémů pro městskou hromadnou dopravu (elektronické tachografy, přenosy dat)
- leteckých přístrojů na kontrolu draku, motoru a letu (soupravy pro měření teploty, tlaku, krouticího momentu, paliva,...)
- mechanické konstruování ve 2D a 3D (letecké vysílače fyzikálních veličin)
- konstruování zkušebních, kontrolních zařízení a přípravků (zkušební zařízení pro vyráběné výrobky)
- zavádění nových technologií pro výrobu sofistikovaných přístrojů pro letectví, vojenství, dopravní techniku a průmysl (SMD technologie)
- certifikačních procesů (certifikace přístrojů pro letectví)

### **1.1.2 Vývoj a výroba**

Aktivity v oblasti vývoje a výroby letecké, vojenské a dopravní techniky probíhají v podmínkách certifikovaných procesů nezávislými certifikačními autoritami. Společnost vlastní všechna potřebná oprávnění jako např. oprávnění k výrobě letecké civilní techniky, oprávnění k údržbě civilní letecké techniky, oprávnění k výrobě vojenské letecké techniky, oprávnění k údržbě vojenské letecké techniky, oprávnění ke konstruování a výrobě zařízení pro použití v prostředí s nebezpečím výbuchu, oprávnění k technické způsobilosti k výrobě a montáži přístrojů pro České dráhy a další obecné certifikáty a oprávnění k systému kvality, environmentálnímu managementu, obchodování s vojenským materiálem nebo k způsobilosti k seznamování a tvorbě utajovaných informací stupně „TAJNÉ“ atd.

## **1.2 Specifikace zadání pro diplomovou práci**

Konstrukce a umístění vysílačů množství paliva, které jsou součástí celého palivoměrného systému, je velmi specifickou záležitostí řešící se pro každý typ letounu samostatně. Je možné vzájemně převzít jen použitý princip řešení, ale konkrétní konstrukční řešení je vždy originální vzhledem k originálnímu řešení daného letounu. Proto vývoj palivoměrného systému a jeho certifikace je přímo součástí vzniku a certifikace celého letounu a po dobu jeho životnosti, pokud nedojde k modernizaci, se navržený systém nemění. Palivová nádrž je při současných konstrukcích tvořena celým využitelným vnitřním objemem křídla a při vývoji palivoměrného systému jsou rovněž řešeny další logické požadavky jako např. tlakové plnění na zemi, plnění paliva za letu, zvýšení přesnosti měření, přečerpávání paliva z jednotlivých nádrží, ochrana proti vzniku a šíření požáru, odvodušnění nádrží, ochrana proti nadměrnému přetlaku při plnění,

signalizace minimálního a maximálního množství, automatizace plnění paliva atd. Tím se systémy pro měření množství paliva na letounech stávají velmi složitou záležitostí vyžadující nejen teoretické znalosti, ale i zkušenosti a systémové schopnosti. Palivoměrné systémy, na všech českých v současné době používaných letounech (L39, L410, L159, EV55 atd.), byly vyvinuty nebo se vyvíjí a vyrábí ve společnosti MESIT.

Výzkumně -vývojové projekty k řešení leteckých palivoměrů v posledních letech byly a jsou podporovány ze státního rozpočtu (Ministerstvem průmyslu a obchodu):

- Projekt č. FI-IM/039 – vývoj dopravního letounu EV-55
- Projekt č. FR-TI2/557 – modernizace letounu L410
- Projekt č. FR-TI3/333 – vojenská verze letounu EV-55
- Projekt č. FR-T14/603 – pokročilé křídlo letounu AJT II

Předkládaná diplomová práce řeší dílčí část palivoměrného systému – konstrukci a optimální umístění vysílače v nádrži integrovaného křídla letounu s tím, že je navrhováno použití (v současné době nejmodernějšího způsobu měření leteckého paliva) kapacitního principu snímání výšky hladiny paliva.

### **1.2.1 Zásady vzniku nového výrobku**

Vznik nového výrobku je standardní, definovaný a popsáný proces včetně vlastního řízení. V případě palivoměrného systému lze určit několik dílčích částí (bez obchodních a právních souvislostí):

- zadání – konzultace, odsouhlasení
- studie – teoretický rozbor řešené problematiky, možnosti alternativních řešení, výběr a zdůvodnění zvoleného řešení, základní výpočty předpokládaných výsledků včetně spolehlivostních parametrů
- studie nákladů na vznik nového výrobku a jeho sériovou výrobu (cenu výrobku)
- technická oponentura studie, odsouhlasení
- projekt vzniku výrobku – detailní zpracování procesu vzniku (činnost, čas, náklady, definování potřebných analýz včetně analýz rizik)
- výroba letového funkčního vzorku palivoměru
- výroba prototypu pro podnikové zkoušky, letové zkoušky
- zpracování výrobní a technické dokumentace (technické podmínky)
- certifikace a následná sériová výroba

### 1.2.2 Konkrétní zadání

Konstrukční návrh vysílače palivoměru a jeho umístění v integrovaném křídle letounu je součástí výzkumně vývojového úkolu řešeného v zadávající společnosti.

Úkolem je:

- upravit konstrukční 3D podklady integrovaného křídla tak, aby bylo možno přesně stanovit jeho vnitřní objem využitelný pro letecké palivo
- pomocí 3D konstrukčních návrhových systémů simulovat výšku hladiny paliva v integrovaném křídle pro jeho různé množství stanovené v hmotnostních jednotkách za podmínek horizontálního letu a podélného náklonu  $\pm 20^\circ$  (stoupání, klesání)
- provést optimalizaci umístění vysílače palivoměru z pohledu minimální chyby měření
- stanovit koeficienty k určení množství paliva v hmotnostních jednotkách v závislosti na výšce jeho hladiny
- navrhnout vlastní mechanickou konstrukci krytu elektroniky vysílače palivoměru umístěného v leteckém palivu
- navrhnout celkovou konstrukci a uchycení vysílače palivoměru s využitím stávajících osvědčených dílů a podsestav

### 1.2.3 Certifikace, normy

Použití přístrojů v letectví je podmíněno jejich certifikací – udělením souhlasu pro civilní nebo vojenské letectví. Oblast civilního letectví je v Evropě řízena Úřadem pro civilní letectví – EASA (European Aviation Safety Agency) se sídlem od 3. 11. 2004 v Kolíně nad Rýnem a oblast vojenského letectví je národní záležitostí a spadá pod OVL MO (Odbor vojenského letectví Ministerstva obrany). Uvedenými certifikačními autoritami je řízen a dohlížen celý proces vzniku výrobku, jejich zkoušení a provoz.

K vývoji leteckých přístrojů, jejich zkoušení a certifikaci jsou v současné době využívány v kontextu řešené problematiky v diplomové práci následující normativní předpisy:

- MIL – Americké vojenské normy (např. MIL-STD810G – metodiky zkoušek odolnosti vlivu prostředí) [2]

- RTCA – Americké letecké normy (např. RTCA/DO-160G norma definující podmínky prostředí a zkušební postup pro letecká palubní zařízení) [3]
- ČSVN – Československá vojenská norma (např. ČSVN 09 105 – metodiky hodnocení odolnosti proti vnějším vlivům) [4]
- ISO EN ČSN – soubor technických norem [5]

Základní výpis technických požadavků na odolnost proti působení vnějších vlivů stanovených zadavatelem práce pro konstrukci a uchycení vysílačů palivoměru podle normy RTCA/DO-160G je:

- |                                 |                                |
|---------------------------------|--------------------------------|
| • nízká provozní teplota        | -55°C                          |
| • vysoká provozní teplota       | +70°C                          |
| • nízká mezní provozní teplota  | -55°C                          |
| • vysoká mezní provozní teplota | +85°C                          |
| • výšková zkouška               | 15 000 m                       |
| • přetlaková zkouška            | 200 kPa                        |
| • teplotní změny                | minimálně 10°C za minutu       |
| • vlhkost                       | min 95% rel. vlhkosti při +5°C |
| • provozní rázy se zrychlením   | 60 m·s <sup>-2</sup>           |
| • havarijní rázy se zrychlením  | 150 m·s <sup>-2</sup>          |
| • lineární zrychlení            | 120 m·s <sup>-2</sup>          |

Dalšími požadavky jsou standardní vibrace, náhodné vibrace, vibrace od střelby, nevýbušnost, odolnost proti vodě, odolnost proti působení kapalin, písek a prach, solná mlha, odolnost proti plísním atd.

Poznámka: Uvedený přehled je jen pro informaci, protože ověřování plnění požadavků podle normy RTCA/DO 160G je nad rámec zadání diplomové práce a vše je řešeno zadávající společností v rámci vývojově výzkumného projektu celého palivoměrného systému. Požadavky na environmentální odolnost však musí být respektovány již ve fázi prvotního návrhu.



## **2. Měření množství paliva u letadel**

K zajištění bezpečnosti letu je nezbytné znát informaci o množství paliva v nádržích letounu. K tomu slouží přístroje, kterým se pracovně říká palivoměry (systémy na měření a vyhodnocování množství paliva v nádržích).

### **2.1 Význam palivoměrů**

Letecké palivoměry umožňují načerpání požadovaného množství paliva, které se čerpá podle plánovaného letu. Načerpání méně paliva, než je stanoveno, může mít za následek přímé ohrožení bezpečnosti letu (doletové vzdálenosti). Načerpání více paliva, než je stanovené optimum, zase zbytečně zvyšuje hmotnost letounu, a tím například snižuje množství přepravovaného nákladu a zhoršuje ekonomické parametry provozu.

Letecké palivoměry dále signalizují maximální úroveň při čerpání paliva a zajišťují jeho automatické odpojení. Tato funkce je obzvlášť důležitá při tlakovém plnění nebo plnění za letu integrálních nádrží v křídlech letounu, porucha této funkce by měla za následek vážné poškození křídla letounu

Umožňují průběžnou kontrolu množství paliva v jednotlivých nádržích, kontrolu systému přečerpávání paliva a dávají informaci o správné funkci palivového systému letounu.

Informují pilota o disponibilním zbytku paliva, a tím o doletové vzdálenosti a podmínkách bezpečného doletu.

Signalizují nouzový (předem definovaný) zbytek paliva v nádržích tak, aby pilot mohl ještě přijmout relevantní opatření k bezpečnému přistání.

### **2.2 Princip činnosti palivoměrů**

Palivoměry jsou základní součástí letounu a používají se u všech typů prakticky od jejich vzniku. Vývoj palivoměrů probíhá spolu s vývojem letadel a doznal značného pokroku od systémů umožňujících jen vizuální kontrolu v začátcích letectví až po současné velmi sofistikované automatické číslicově řízené systémy. Každý typ letounu má svůj jedinečný palivoměr, který je vyvíjen spolu s ním, a to z důvodu jedinečných geometrických rozměrů nádrží nebo použitých systémů. Konstrukční principy jsou však

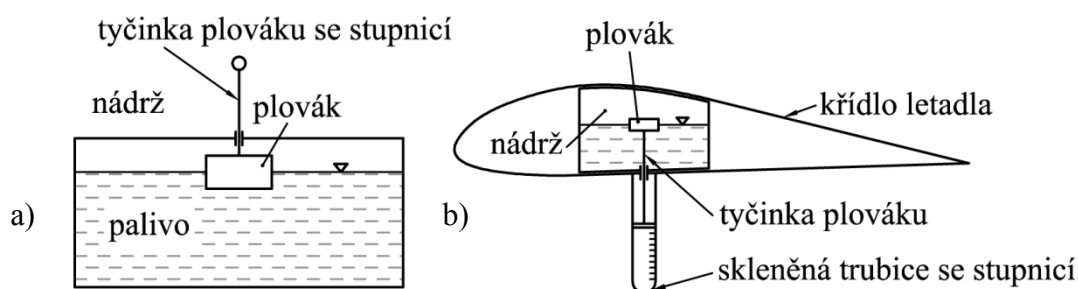
stejně v závislosti na době vzniku, technickém poznání a technologických možnostech výroby a typu letounu. Přesto se v letectví ustálilo jen několik konstrukčních řešení:

- přímé plovákové palivoměry
- přímé plovákové palivoměry s rotačním pohybem plováku
- pneumatické palivoměry
- plovákové palivoměry s potenciometrickým dálkovým přenosem
- plovákové palivoměry s indukčním dálkovým přenosem
- kapacitní palivoměry přímé
- kapacitní palivoměry s převodníkem
- kapacitní palivoměry se sběrníci

Mimo palivoměry se k přístrojům pracujících s údaji o množství paliva řadí taky spotřeboměry (průtokoměry), které se používají převážně u bojových letounů a jejich účelem je vyhodnocování okamžité spotřeby paliva. Poskytnutá informace je pro pilota důležitá k optimálnímu nastavení chodu motoru a přesvědčení se o správné funkci souvisejících systémů na letounu a dodržování podmínek k plnění letových úkolů. Spotřeboměry jsou samostatné systémy a nejsou proto nijak hardwarově propojeny s palivoměry.

### 2.3 Přímé plovákové palivoměry

Jsou to nejjednodušší palivoměry používané v začátcích letectví a umožňují jen vizuální kontrolu a orientační odečet výšky paliva v nádrži pomocí vysunuté indikační tyčinky se stupnicí spojené s plovákem. Indikační tyčinka musela být v zorném poli pilota, k tomu musela být přizpůsobena i jejich konstrukce podle toho, zda se jednalo o hornoplošník (pilot se díval na křídlo ze spodu), nebo na dolnoplošník (pilot viděl křídlo ze shora).

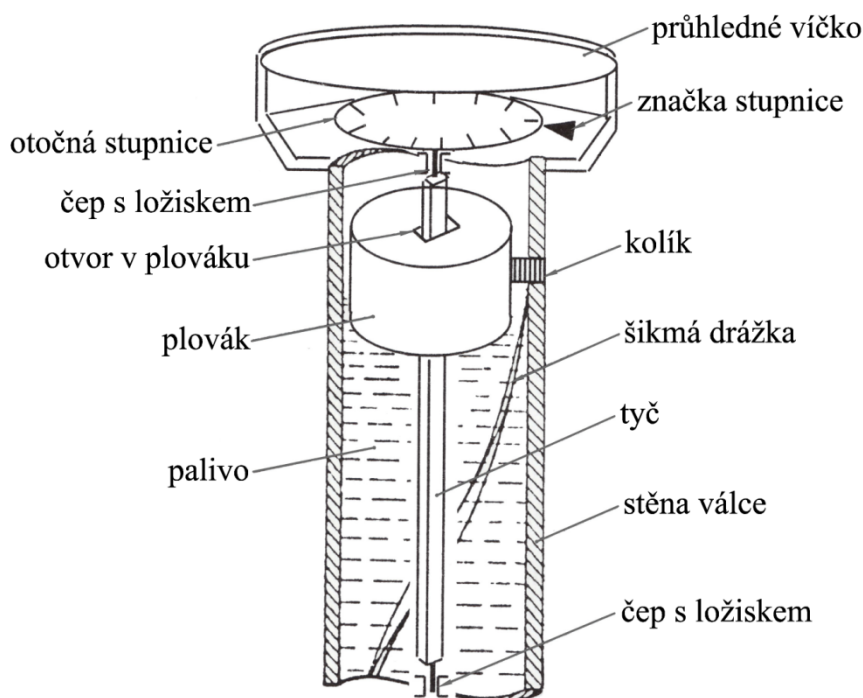


Obr. 2.1: Přímé plovákové palivoměry: a) dolnoplošník, b) hornoplošník [7]

V obou případech se předpokládá, že palivové nádrže jsou umístěny v křídle letounu. Při použití přímého plovákového palivoměru se nedá hovořit o měření množství paliva, ale jen o hrubé indikaci jeho množství v nádrži. Přesnost se mohla pohybovat jen asi do 20%.

## 2.4 Přímé plovákové palivoměry s rotačním pohybem plováku

Tento typ palivoměrů se používal buď u malých dopravních letounů, nebo u větších letounů jako záložní indikační přístroj pro případ selhání dokonalejších systémů měření, které však byly závislé na externím napájení nebo dalších systémech.

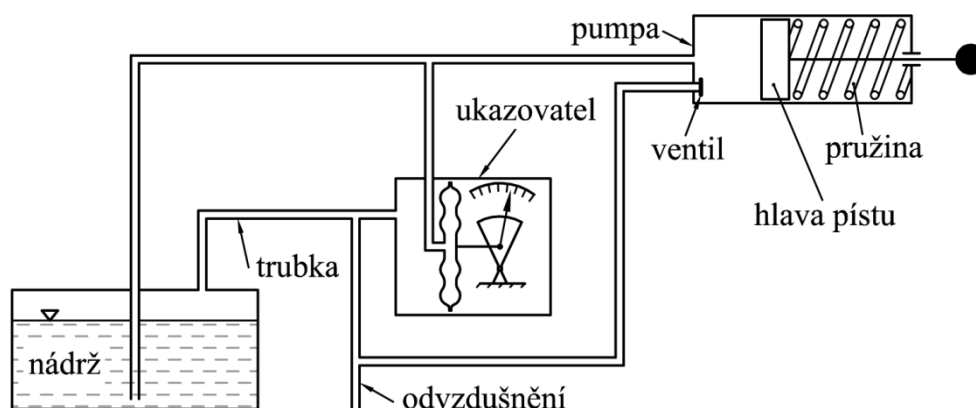


Obr. 2.2: Přímý plovákový palivoměr s rotačním pohybem plováku [8]

Množství paliva je snímáno pomocí výšky hladiny v nádrži, které odpovídá poloha plováku. Plovák je na boku opatřen kolíkem, který se pohybuje ve šroubovicové drážce s velkým stoupáním. Při vertikálním pohybu plováku dochází k jeho rotačnímu pohybu, a tím k úhlové výchylce stupnice, která je pevně spojena s tyčí uložené v ložiscích. Tyč se natáčí současně s plovákem. Válec palivoměru je vsunut do nádrže s palivem. Vně nádrže je umístěna hlava přístroje se stupnicí tak, aby pilot nebo obsluhující personál v případě plnění paliva mohl vizuálně odečítat množství (výšku) paliva v nádrži. I přesto, že systém je dokonalejší než přímé plovákové palivoměry s indikační tyčinkou, stále nelze hovořit o měření paliva, ale jen o jeho indikaci.

## 2.5 Pneumatické palivoměry

Fyzikální princip měření množství paliva v nádrži je založen na měření jeho hydrostatického tlaku, který je úměrný výšce hladiny. Vzhledem k proměnnému atmosférickému tlaku okolního vzduchu (mění se s výškou) nemůžeme měřit absolutní hodnotu tlaku na dně nádrže, ale jen rozdíl tohoto celkového tlaku a tlaku okolního vzduchu, tedy jen skutečný hydrostatický tlak vyvolaný výškou paliva v nádrži.



Obr. 2.3: Schéma pneumatického palivoměru [7]

V klidové poloze je hladina paliva v trubce shodná s výškou hladiny paliva v nádrži. Zatáhneme-li za píst do pravé krajní polohy a pustíme jej, pružina začne píst přesouvat zpět do levé krajní polohy, palivo z trubky ponořené v nádrži se vytlačí a vzduch, který je v trubce nad palivem, začne probublávat přes palivo v nádrži vzhůru. To je rovnovážný stav, kdy na vlnovec v ukazovateli působí síla úměrná hydrostatickému tlaku, tedy výšce paliva v nádrži. Je to rovněž krajní poloha maximální výchylky ručky ukazovatele. Systém je konstrukčně uspořádán tak, že ručka v tomto okamžiku setrvá několik sekund a pilot může spolehlivě odečíst hodnotu množství paliva.

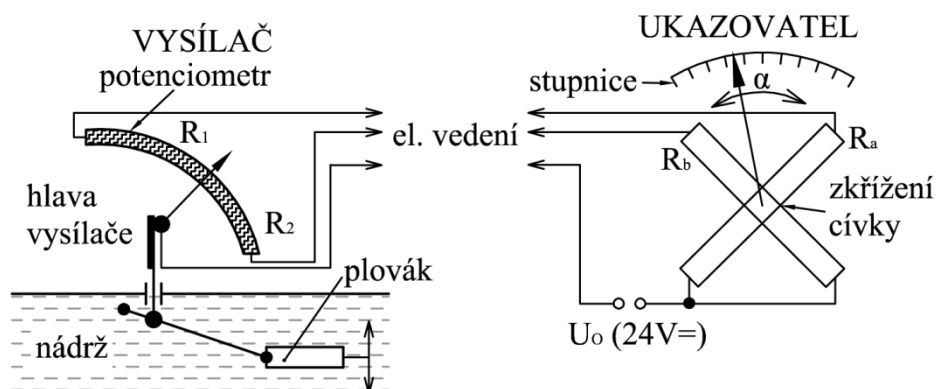
Konstrukce byla pokroková v tom, že jako první ve vývojové řadě palivoměrů dokázala zobrazit pilotovi údaj o množství paliva přímo na palubní desce. Výhodou rovněž bylo, že systém nevyžadoval žádný další zdroj energie (mimo zatažení pilotem za pumpičku) a tudíž byl nezávislý na dalších systémech letounu. Nevýhodou je, že systém indikoval množství paliva jen v jednom okamžiku (po zatažení za pumpičku). I v tomto případě se stále jedná jen o indikaci množství paliva v nádrži, nikoli o měření.

## 2.6 Plovákové palivoměry s potenciometrickým dálkovým převodem

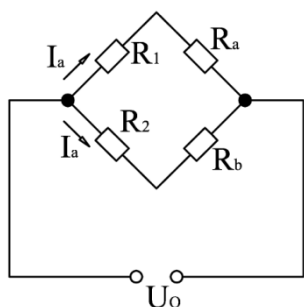
Spolu s pneumatickými palivoměry jsou to systémy umožňující zobrazení množství paliva v nádrži na palubní desce, které je, na rozdíl od pneumatických palivoměrů, nepřetržité. Ke své činnosti vyžadují zdroj elektrické energie. V tomto případě již můžeme spíše než o palivoměr hovořit o systému pro měření paliva skládajícího se z vysílače paliva umístěného v nádrži, kabeláže, elektronických obvodů transformující informaci o množství paliva na vhodný elektrický vstupní signál pro ukazovatel včetně elektrického napájení a vlastního ukazovatele umístěného na palubní desce letounu. Vznikla celá řada mechanických konstrukcí palivoměrů s potenciometrickým dálkovým převodem využívající však stejný fyzikální princip.

V palivové nádrži je umístěn plovákový vysílač množství paliva. Výška (pohyb) plováku je úměrná výšce hladiny (Archimédův zákon). Jeho pohyb je pákovými nebo šroubovými převody přenášen na pohyb jezdce potenciometru (proměnný odpor) pohybujícím se po odporové dráze. Potenciometr je umístěn v hlavě vysílače vně palivové nádrže. Oddělení prostoru hlavy vysílače a nádrže bývá konstrukčně řešeno např. pomocí kovového pružného vlnovce. Ukazovatel palivoměru umístěný na přístrojové desce je s vysílačem propojen elektrickým vedením (minimálně tři vodiče).

Ukazovatel palivoměru je konstruován zpravidla na principu poměrového magnetoelektrického systému se dvěma zkříženými cívkami pohybujícími se v magnetickém poli permanentních magnetů. Souprava vysílače a ukazovatele je zapojena do můstku a výchylka ručky ukazovatele je přímo úměrná výchylce jezdce potenciometru plovákového vysílače paliva. Princip činnosti je zřejmý z Obr. 2.4.



Obr. 2.4: Schéma plovákového palivoměru s potenciometrickým dálkovým převodem



$$\alpha \approx \frac{I_a}{I_b} = \frac{\frac{U}{R_1 + R_a}}{\frac{U}{R_2 + R_b}} = \frac{R_2 + R_b}{R_1 + R_a}; R_b, R_a = \text{konst.} \quad (2.1)$$

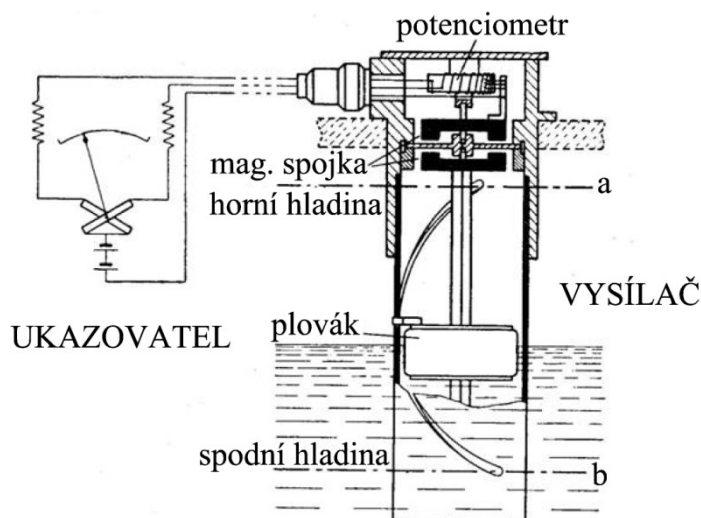
$$\alpha \approx \frac{R_2}{R_1}$$

Obr. 2.5: Náhradní el. schéma palivoměru s potenciometrickým dálkovým převodem

Z uvedeného rozboru (Obr. 2.5) je zřejmé, že výchylka ručky  $\alpha$  ukazovatele palivoměru je přímo úměrná poměru jednotlivých částí  $R_1$ ,  $R_2$  potenciometru, které jsou dány polohou jezdce přímo úměrného poloze plováku, tedy výšce hladiny. Výhodou poměrového systému je, že výchylka ručky ukazovatele je nezávislá na velikosti napájecího napětí. Potenciometr bývá realizován navinutým odporovým drátem o průměru několika desetin milimetrů. Z toho vyplývá, že měření paliva v nádrži není spojitá funkce, ale diskrétní, daná odporem jednotlivých závitů. To však lze vzhledem k dalším nepřesnostem, hlavně vůči mechanickým pákovým nebo šroubovým převodům, zanedbat. Při tomto konstrukčním řešení lze dosáhnout přesnosti snímání množství paliva (výšky hladiny) do 10%.

### 2.6.1 Rotační pohyb plováku

Konstrukce tohoto palivoměru je prakticky shodná s přímým plovákovým palivoměrem s rotačním plovákem (2.4) s tím rozdílem, že otáčející stupnice je nahrazena jezdcem potenciometru.



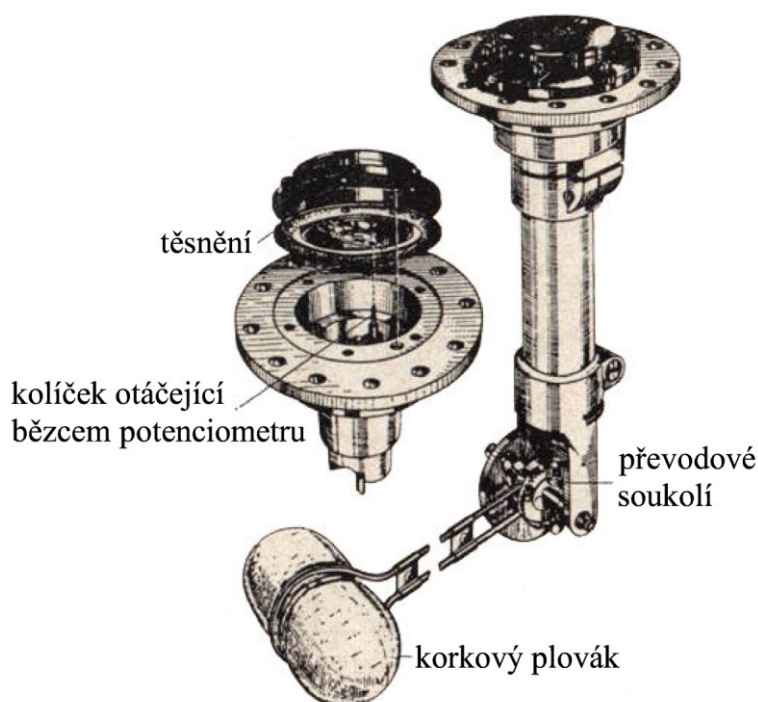
Obr. 2.6: Palivoměr s rotačním pohybem plováku (firma Hartmann Braun) [9]



Natočení jezdce potenciometru je totožné s natočením plováku pohybem jeho bočního kolíku v drážce šroubovice, a tím přímo úměrné výšce měřeného paliva. Dosahovaná přesnost měření je do 10%.

### 2.6.2 Pákový převod polohy plováku

Konstrukční řešení vychází z pákového převodu pohybu plováku v závislosti na výšce hladiny na lineární pohyb a následně šroubového převodu tohoto lineárního pohybu na rotační pohyb jezdce potenciometru.

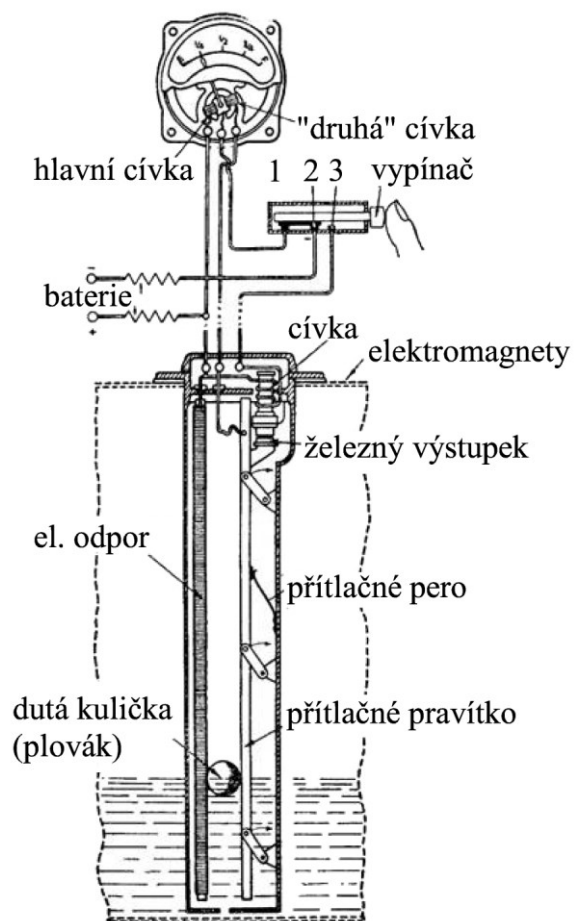


Obr. 2.7: Palivoměr s pákovým převodem plováku (firma Smiths) [10]

Takové palivoměry mají poměrně složitou mechanickou konstrukci, a proto hlavní nepřesnosti měření vznikají vlivem vůlí pákových a šroubových mechanismů.

### 2.6.3 Lineární pohyb plováku

Palivoměr představuje originální konstrukci velmi oblíbenou u anglických výrobců letadel. Plovák je ve formě vodivé kuličky, která se přímo pohybuje po dráze potenciometru. Systém je doplněn elektromagnetickou aretací. I přesto, že u těchto palivoměrů je méně pohyblivých částí než v případě palivoměrů s rotačním plovákem nebo s pákovými a šroubovými převody, přesnost měření se rovněž ze svého principu pohybuje do 10%.



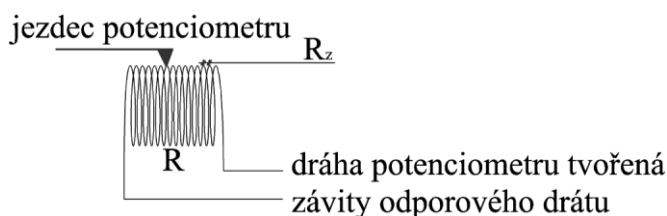
Obr. 2.8: Palivoměr s lineárním pohybem (firma Simmond) [9]

#### 2.6.4 Konstrukce palivoměrů s potenciometrickým dálkovým převodem

Měření množství paliva s potenciometrickým dálkovým převodem se pro svoji jednoduchost a tím i spolehlivost, ale hlavně pro svoji velmi nízkou cenu, používá i u současně vyráběných letadel kategorie General Aviation (tzv. ultralighty). Nízká cena (doslova stokoruny) je dána tím, že přístroje se principiálně používají i v automobilovém průmyslu a tudíž jsou velmi dobře technologicky výrobně zvládnuty a vyrábí se hromadně v asijských zemích. Je zajímavé, že i přes pohybující se mechanické dílce a hlavně pohyb kontaktu po odporové dráze potenciometru, vykazují dostatečnou provozní spolehlivost. Pro větší dopravní nebo vojenské letouny již nejsou vhodné, protože neumožňují korekci na objemovou roztažnost leteckého paliva, korekci na nelineární geometrické rozměry nádrže nebo korekci na polohu letounu při vzletu a přistání a hlavně neposkytují informaci o množství paliva ve formě digitální informace vhodné pro další číslicové zpracování. Rovněž jejich přesnost je omezená (do 10%).

## 2.7 Plovákové palivoměry s indukčním dálkovým převodem

Jsou dalším vývojovým stupněm plovákových palivoměrů s dálkovým přenosem informace o množství paliva na palubní desku letounu. Eliminují nepřesnost pohybu jezdce po odporové dráze potenciometru u potenciometrických palivoměrů a odstraňují nejslabší místo z pohledu spolehlivosti a životnosti přístroje, kterým je právě pohybující se kontakt jezdce potenciometru (Obr. 2.9).



Obr. 2.9: Pohyb jezdce po odporové dráze potenciometru

$$R = N \cdot R_z \quad (2.2)$$

Nepřesnost měření způsobená pohybem jezdce po odporové dráze tvořené jednotlivými závitů odporového drátu potenciometru má tvar:

$$\delta = \frac{R_z}{R} \cdot 100 = \frac{R_z}{R_z \cdot N} \cdot 100 = \frac{1}{N} \cdot 100 \quad (2.3)$$

$R$  je celkový odpor potenciometru [ $\Omega$ ]

$R_z$  je odpor jednoho závitu [ $\Omega$ ]

$N$  je počet závitů [-]

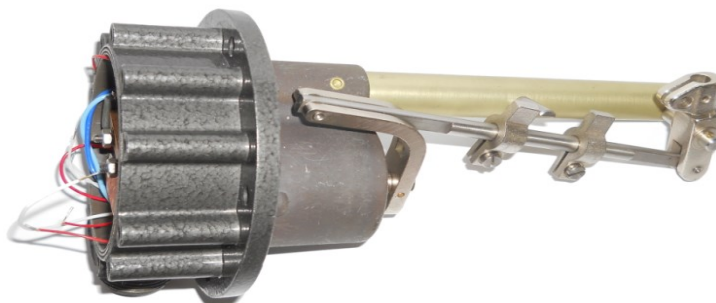
$\delta$  je nepřesnost [%]

U indukčního dálkového přenosu je jezdec potenciometru nahrazen feromagnetickou kotvou pohybující se ve vzduchové mezeře dvou cívek. Pohybem kotvy, která je spojena s plovákem, se jedna vzduchová mezera zvětšuje a druhá zmenšuje. Tím dochází ke změně indukčnosti  $L$  cívek. Princip měření a dálkového přenosu naměřené hodnoty je následující.

Výška hladiny paliva v nádrži letounu udává polohu plováku, která je pákovým mechanismem převedena na polohu kotvy ve vzduchové mezeře cívek, které v závislosti na velikosti vzduchové mezery (polohy kotvy) mění svoji indukčnost  $L$  a tím i svoji impedanci  $Z$ . Cívky jsou napájeny střídavým proudem (400 Hz), který prochází cívkami a po usměrnění se přivádí na zkřížené cívky magnetoelektrického poměrového měřicího

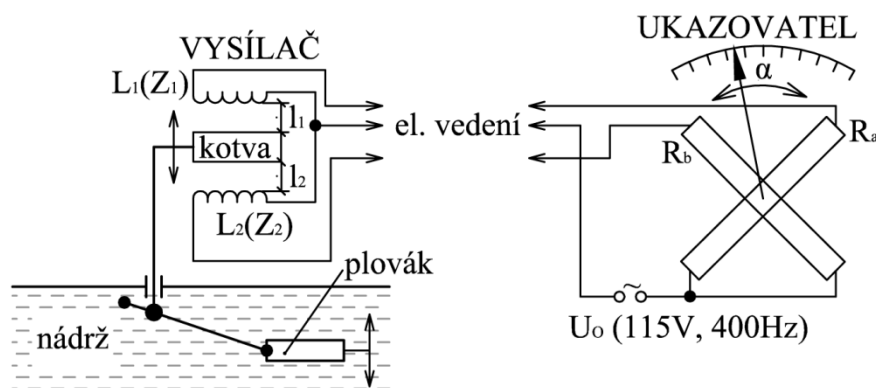
systému ukazovatele. Výchylka ukazovatele je přímo úměrná výšce hladiny paliva v nádrži.

Příklad konstrukčního řešení plovákového palivoměru s indukčním dálkovým přenosem je uveden na Obr. 2.10.



Obr. 2.10: Vysílač palivoměru LUN 1623-8 (firma MESIT)

Vysílač palivoměru je tvořen hlavou z lehké slitiny, ve které jsou umístěny dvě cívky a mezi nimi pohyblivá kotva. Prostor hlavy vysílač je od prostoru palivové nádrže oddělen kovovým vlnovcem přenášejícím pohyb plováku na kotvu pomocí soustavy táhel. Principiální schéma zapojení je stejné jako při potenciometrickém dálkovém přenosu s tím rozdílem, že místo potenciometru (odpory  $R_1, R_2$ ) jsou zapojeny indukčnosti  $L_1, L_2$ .



Obr. 2.11: Schéma principu plovákového vysílače paliva s indukčním převodem

$\alpha$  je výchylka ručičky ukazovatele [-]

$$\alpha \approx \frac{l_2}{l_1}; \quad l_1, l_2 \text{ jsou velikosti vzduchových mezer [m]}$$

$L$  je indukčnost cívky [H]

$Z$  je impedance cívky [ $\Omega$ ];  $Z = 2\pi \cdot f \cdot L$

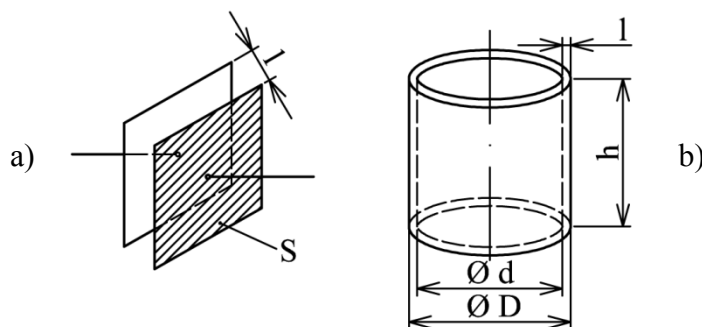
$f$  je frekvence [Hz]

Výhodou oproti potenciometrickému dálkovému přenosu je bezkontaktní přenos informace o poloze plováku na elektrické obvody, zvýšení citlivosti a přesnosti. Nevýhodou je potřeba střídavého napájení, a tím složitější elektroniky. Ke střídavému napájení slouží měnič palubní sítě 28 V stejnosměrných na střídavé napětí 36V, 400Hz. Vlastní konstrukce je doplněna o spínače signalizující nouzový zbytek paliva. Dosahovaná přesnost je do 7%.

## 2.8 Kapacitní palivoměry

Kapacitní palivoměry odstraňují zásadní problém všech předcházejících konstrukčních řešení, a to pohyblivé mechanické dílce. Tím lze dosáhnout nejen zvýšení spolehlivosti, ale i životnosti a přesnosti měření (dosahují hodnoty do 5%). U sofistikovaných systémů včetně různých číselných korekcí lze měřit s přesností až do 1%. Princip měření je založen na změně kapacity kondenzátoru vlivem změny dielektrika vzduchu a měřeného paliva.

### 2.8.1 Kapacita kondenzátoru



Obr. 2.12: Zjednodušené schéma kondenzátoru: a) deskový, b) trubkový

Kapacita kondenzátoru je závislá na permitivitě  $\varepsilon$  dielektrika mezi elektrodami, na ploše jeho elektrod  $S$  a na vzdálenosti mezi elektrodami  $l$ . Pro kapacitu deskového kondenzátoru (Obr. 2.12 a)) tedy platí obecný vztah:

$$C = \varepsilon_r \cdot \varepsilon_0 \cdot \frac{S}{l} \text{ [F]} \quad (2.4)$$

$\varepsilon_r$  je relativní permitivita daného prostředí [-]

$\varepsilon_0$  je permitivita vakua,  $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12} \text{ [F} \cdot \text{m}^{-1}]$

$S$  je plocha kondenzátoru [ $\text{m}^2$ ]

$l$  je vzdálenost mezi elektrodami [m]

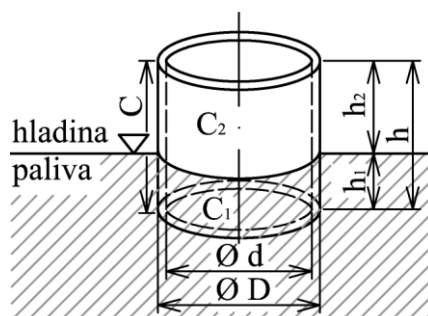
U leteckých palivoměrů se používají kapacitní vysílače ve formě dvou soustředných trubek vzájemně od sebe izolovaných pomocí nevodivých distančních podložek. Pro určení kapacity trubkového kondenzátoru [11] (Obr. 2.12 b)) platí obecný vztah:

$$C = \varepsilon_r \cdot \varepsilon_0 \cdot h \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\ln \frac{D}{d}} \quad [\text{F}] \quad (2.5)$$

Relativní permitivita vzduchu je přibližně 1 ( $\varepsilon_r = 1$ ) a rovná se permitivitě vakua, relativní permitivita leteckých paliv  $\varepsilon_{rp}$  se pohybuje v rozmezí 2,09 až 2,18 (Tab. 2.1) podle druhu paliva a udává se při normované teplotě 15 °C.

Tab. 2.1: Tabulka relativní permitivity leteckých paliv

relativní permitivita při $t_o = 15 \text{ }^\circ\text{C}$						
typ paliva	JETA-1	JP-5	JP-7	JP-4	TS-1	RT
$\varepsilon_{rp} [-]$	2,134	2,175	2,097	2,175	2,104	2,094



Obr. 2.13: Schéma určení kapacity trubkového kondenzátoru ponořeného v palivu

Výsledná kapacita trubkového kondenzátoru (snímače výšky paliva) umístěného v palivové nádrži letounu, o celkové délce  $h$ , ponořeného do paliva svojí délkou  $h_1$ , o vnitřním průměru vnější trubky  $D$  a vnějším průměru vnitřní trubky  $d$  je obecně dána vztahem:

$$C = C_1 + C_2$$

$$C = \varepsilon_0 \cdot (h_1 \cdot \varepsilon_{rp} + (h - h_1)) \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\ln \frac{D}{d}} \quad (2.6)$$

$$\varepsilon_0, \varepsilon_{rp}, h, \pi, D, d = \text{konst.} \Rightarrow C \approx h_1$$



Z toho je zřejmé, že výsledná kapacita  $C$  je přímo úměrná výšce zaplavení trubkového kapacitního vysílače palivem  $h_l$ . Zbývá jen převést výslednou kapacitu na výchylku ukazovatele nebo číslcový údaj vyjadřující výšku paliva.

## 2.8.2 Vliv teploty na změnu permitivity

Z teoretického rozboru fyzikálního principu kapacitního měření výšky paliva rovněž vyplývá závislost přesnosti měření na stálosti geometrických rozměrů trubkového kapacitního vysílače. Tuto závislost můžeme zanedbat, neboť nemá podstatný vliv. Daleko důležitější je závislost měření na změně hodnoty permitivity paliva vlivem teploty, kdy musíme počítat s teplotním gradientem  $160\text{ °C}$  (rozsah od  $-40\text{ °C}$  do  $+120\text{ °C}$ ).

Změna relativní permitivity paliva $\varepsilon_{rp}$ [-] v rozsahu teplot $-40\text{ °C}$ až $+120\text{ °C}$						
typ paliva	JETA-1	JP-5	JP-7	JP-4	TS-1	RT
$G$ [-/°C]	0,000682	0,000635	0,000697	0,000727	0,000716	0,000722
$\varepsilon_{rp+15\text{ °C}}$ [-]	2,134	2,175	2,097	2,175	2,104	2,094
$\varepsilon_{rp+120\text{ °C}}$ [-]	1,981	2,030	1,943	2,009	1,946	1,935
$\varepsilon_{rp-40\text{ °C}}$ [-]	2,214	2,251	2,177	2,262	2,187	2,177
$\Delta\varepsilon_{rp(-40\text{ °C}+120\text{ °C})}$ [-]	0,233	0,221	0,234	0,253	0,241	0,242
$\delta\varepsilon_{rp(-40\text{ °C}+120\text{ °C})}$ [%]	10,523	9,818	10,747	11,185	11,020	11,115

Tab. 2.2: Tabulka změny relativní permitivity paliva v rozsahu teplot

$G$	je koeficient teplotní závislosti permitivity [-/°C]
$\varepsilon_{rp+15\text{ °C}}$	je relativní permitivita paliva při $+15\text{ °C}$ [-]
$\varepsilon_{rp+120\text{ °C}}$	je relativní permitivita paliva při $+120\text{ °C}$ [-]
$\varepsilon_{rp-40\text{ °C}}$	je relativní permitivita paliva při $-40\text{ °C}$ [-]
$\Delta\varepsilon_{rp(-40\text{ °C}+120\text{ °C})}$	je absolutní rozdíl rel. permitivity paliva při $-40\text{ °C}$ až $+120\text{ °C}$ [-]
$\delta\varepsilon_{rp(-40\text{ °C}+120\text{ °C})}$	je relativní rozdíl rel. permitivity paliva při $-40\text{ °C}$ až $+120\text{ °C}$ [%]

$$\delta\varepsilon_{rp(-40\text{ °C}+120\text{ °C})} = \frac{\Delta\varepsilon_{rp(-40\text{ °C}+120\text{ °C})}}{\varepsilon_{rp-40\text{ °C}}} \cdot 100 \text{ [%]} \quad (2.7)$$

Za předpokladu lineárního průběhu změny relativní permitivity v závislosti na teplotě v rozsahu teplot  $-40\text{ °C}$  až  $+120\text{ °C}$  lze permitivitu leteckého paliva pro konkrétní teplotu  $t$  určit podle obecného vztahu (2.8).

$$\varepsilon_{rpt} = \varepsilon_{rp+15^{\circ}\text{C}} \cdot (1 + G \cdot (t_0 - t)) \quad [-] \quad (2.8)$$

$t_0$  normovaná teplota,  $t_0 = +15^{\circ}\text{C}$

### 2.8.3 Změna hustoty paliva

Další chyba měření vzniká změnou hustoty paliva s teplotou, kterou budeme rovněž uvažovat v rozsahu teplot  $-40^{\circ}\text{C}$  až  $+120^{\circ}\text{C}$ . Hustota paliva s teplotou klesá, objem paliva, a tím i jeho výška v nádrži roste při konstantním zachování hmotnosti paliva a energie v něm obsažené.

Změna hustoty paliva $\xi$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ] v rozsahu teplot $-40^{\circ}\text{C}$ až $+120^{\circ}\text{C}$						
typ paliva	JETA-1	JP-5	JP-7	JP-4	TS-1	RT
$H$ [ $(\text{kg}/\text{m}^3)/^{\circ}\text{C}$ ]	0,00084	0,00097	0,00082	0,00097	0,00102	0,00087
$\xi_{+15^{\circ}\text{C}}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]	802	784	813	755	787	785
$\xi_{+120^{\circ}\text{C}}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]	731,125	703,938	742,781	678,219	703,000	713,469
$\xi_{-40^{\circ}\text{C}}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]	839,125	825,938	849,781	795,219	831,000	822,469
$\Delta\xi_{-40^{\circ}\text{C}+120^{\circ}\text{C}}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]	108	122	107	117	128	109
$\delta\xi_{-40^{\circ}\text{C}+120^{\circ}\text{C}}$ [%]	12,871	14,771	12,591	14,713	15,403	13,253

Tab. 2.3: Tabulka změny hustoty paliva v rozsahu teplot

$H$	je koeficient závislosti hustoty [ $(\text{kg}/\text{m}^3)/^{\circ}\text{C}$ ]
$\xi_{+15^{\circ}\text{C}}$	je měrná hustota paliva při $+15^{\circ}\text{C}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
$\xi_{+120^{\circ}\text{C}}$	je měrná hustota paliva při $+120^{\circ}\text{C}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
$\xi_{-40^{\circ}\text{C}}$	je měrná hustota paliva při $-40^{\circ}\text{C}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
$\Delta\xi_{(-40^{\circ}\text{C}+120^{\circ}\text{C})}$	je abs. rozdíl měrné hustoty paliva při $-40^{\circ}\text{C}$ až $+120^{\circ}\text{C}$ [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
$\delta\xi_{(-40^{\circ}\text{C}+120^{\circ}\text{C})}$	je relativní rozdíl měrné hustoty paliva při $-40^{\circ}\text{C}$ až $+120^{\circ}\text{C}$ [%]

$$\delta\xi_{(-40^{\circ}\text{C}+120^{\circ}\text{C})} = \frac{\Delta\xi_{(-40^{\circ}\text{C}+120^{\circ}\text{C})}}{\xi_{-40^{\circ}\text{C}}} \cdot 100 \quad [\%] \quad (2.9)$$

Za předpokladu lineární závislosti hustoty paliva na teplotě v rozsahu teplot  $-40^{\circ}\text{C}$  až  $+120^{\circ}\text{C}$  lze hustotu paliva pro konkrétní teplotu  $t$  určit podle obecného vztahu:

$$\xi_t = \xi_{+15^{\circ}\text{C}} \cdot (1 + H \cdot (t_0 - t)) \quad [\text{kg}/\text{m}^3] \quad (2.10)$$

Dále platí, že měrná hustota je dána vztahem  $\xi = \frac{m}{V}$ , kde  $m$  je hmotnost a  $V$  objem.

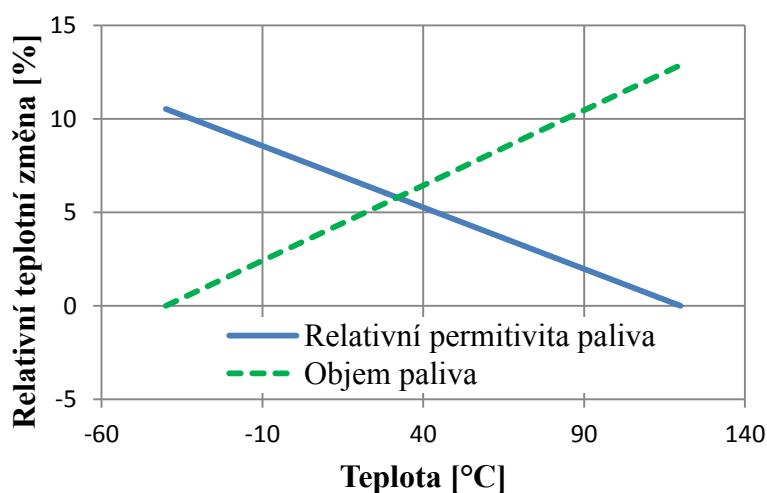
Z toho lze pro konstantní hmotnost  $m$  odvodit vztah pro výpočet objemu při konkrétní teplotě  $t$ :

$$V_t = \frac{V_0}{1 + H \cdot (t_0 - t)} \quad [\text{m}^3] \quad (2.11)$$

$V_0$  je objem při teplotě  $t_0 = 15^\circ\text{C}$  [ $\text{m}^3$ ]

#### 2.8.4 Shrnutí závislosti objemu a permitivity paliva na teplotě

Z teplotních závislostí permitivity paliva (s rostoucí teplotou klesá) a hustoty paliva (s rostoucí teplotou klesá), kdy objem a výška paliva s teplotou roste, z *Graf 2.1* je zřejmé, že teplotní závislosti se částečně vzájemně kompenzují.



*Graf 2.1: Tep. závislost objemu a permitivity let. paliva JETA-1 od -40 °C do +120 °C*

Všechny palivoměry ze své fyzikální podstaty měří výšku paliva v nádrži, a tím jeho objem. Výsledná naměřená hodnota se vždy přepočítává na hmotnostní jednotky – kilogramy (kg), častěji libry (lb). Není důležité znát přesný objem paliva, ale jeho hmotnost, kterou je dána energie v palivu obsažená. Musíme znát, kolik máme ještě vstupní energie pro letecký motor. S teplotou se mění objem paliva, výška hladiny, ale hmotnost paliva je stále stejná. Objem paliva v nádrži  $V$  lze rovněž vyjádřit obecným vzorcem (2.12).

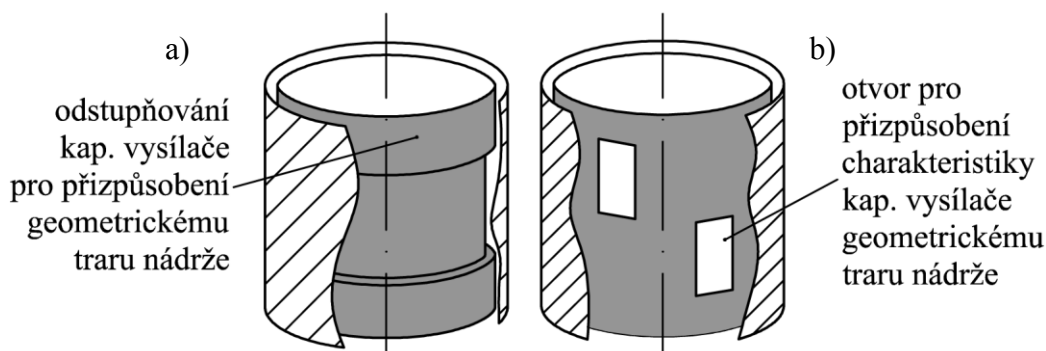
$$V = \int_0^h (S_{(h)} dh) \text{ [m}^3\text{]} \quad (2.12)$$

$h$  je výška nádrže [m]

$S_{(h)}$  je plocha nádrže ve výšce  $h$  [m<sup>2</sup>]

### 2.8.5 Kompenzace geometrického tvaru nádrže

Dalším prvkem pro zvýšení přesnosti měření, který umožňuje konstrukce kapacitního palivoměru na rozdíl od plovákových nebo pneumatických palivoměrů, je přizpůsobení charakteristiky vysílače geometrickému tvaru nádrže (linearizace). U starších kapacitních snímačů paliva se linearizace prováděla buď otvory v soustředné trubce vysílače, nebo odstupňovaným tvarem soustředných trubek.



Obr. 2.14: Přizpůsobení charakteristiky palivoměru geometrickému tvaru nádrže:

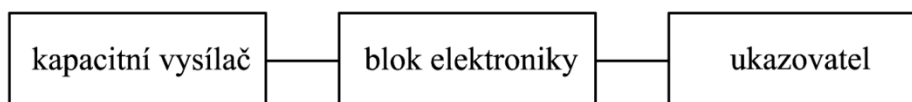
a) odstupňováním, b) otvory

Zajištění definované přesnosti měření si při výrobě vyžádalo přesné dodržení geometrických rozměrů soustředných trubek včetně jejich vzájemné vzdálenosti.

V současné době se konstruují systémy kapacitních palivoměrů s mikroprocesorovým zpracováním naměřené kapacity, s permanentním měřením teploty a relativní permitivity paliva. Vše je softwarově vyhodnocováno včetně příslušných teplotních kompenzací. Tím lze dosáhnout přesnost měření do 1%.

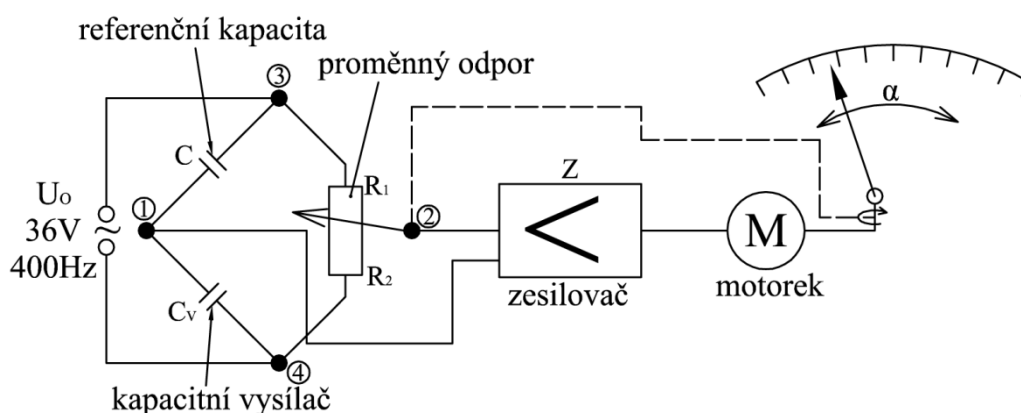
### 2.8.6 Kapacitní palivoměry přímé

Souprava kapacitního palivoměru je tvořena kapacitním vysílačem (soustředné trubky), blokem elektroniky a ukazovatelem.



Obr. 2.15: Blokové schéma přímého kapacitního palivoměru

Informace o velikosti celkové kapacity vysílače paliva (výšky hladiny) je dána velikostí střídavého proudu (400Hz) vedeného z vysílače elektrickým vedením do bloku elektroniky (vzdáleného i několik metrů), kde je tento signál zpracován a přeměněn na vhodnou vstupní úroveň pro ukazovatel (např. stejnosměrné napětí), která se přivádí na vstup ukazovatele na palubní desce. První konstrukční řešení kapacitních palivoměrů přímých využívalo kompenzační princip.



Obr. 2.16: Schéma principu autokompenzačního zapojení

Podmínka rovnováhy na můstku, při kterém je napětí mezi body 1 a 2 :

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{C_V}{C} \quad (2.13)$$

Za normálního stavu je můstek tvořený kapacitou vysílače paliva  $C_V$ , referenční kapacitou  $C$  a odpory potenciometru  $R_1$ ,  $R_2$  vyvážen a mezi body 3 a 4 není žádné napětí. Při změně hladiny paliva v nádrži dojde ke změně kapacity vysílače  $C_V$ , můstek se rozváží a mezi body 3 a 4 se objeví střídavé napětí, které se zesílí v zesilovači  $Z$  a přivede na motor  $M$ , který se začne otáčet (pohybovat ručkou ukazatele) a současně jezdcem potenciometru  $R_1$ ,  $R_2$ . Poměr odporů  $R_1$  a  $R_2$  se začne měnit tak, až se můstek znovu vyváží a mezi body 3 a 4 bude opět nulové napětí. Pro vyvážený můstek platí vztah (2.13).

Kapacitní vysílač tvoří kapacitu  $C_V$ . Blok elektroniky kromě zesilovače obsahuje napájecí obvody 36V, 400 Hz, referenční kapacitu  $C$  a další obvody např. pro indikaci

zbytku paliva. Ukazatel obsahuje motorek  $M$ , proměnný odpor  $R_1$ ,  $R_2$  a ručičku s číselníkem.

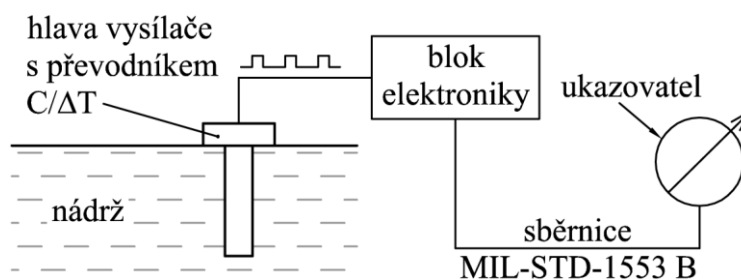


Obr. 2.17: Přímý kapacitní palivoměr s autokompenzačním principem (firma MESIT)

Uvedený princip měření dosahuje přesnosti do 2%. Nevýhodou je přenos malého střídavého proudu nesoucí informaci o velikosti kapacity  $C_V$  trubkového vysílače paliva k bloku elektroniky vzdáleně umístěného. Malé úrovně signálů jsou náchylné na rušení. Další nevýhodou je složitá mechanická konstrukce ukazovatele obsahující motorek a celou řadu mechanických převodů.

### 2.8.7 Kapacitní palivoměry s převodníkem

Informace o velikosti kapacity vysílače je elektricky zpracována přímo v hlavě vysílače (není nutné přenášet malé úrovně signálů na větší vzdálenosti). Velikost kapacity je převedena např. na velikost stejnosměrného napětí (převodník kapacita/napětí) nebo lépe na šířku impulsů (převodník kapacita/šířka impulsu).



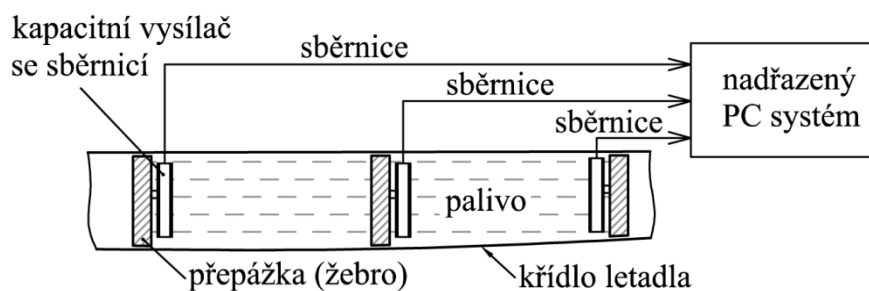
Obr. 2.18: Schéma principu kapacitního palivoměru s převodníkem kapacita/šířka impulsu

V bloku elektroniky je informace o výšce hladiny paliva daná šířkou impulsu dále zpracována pomocí mikroprocesoru, převedena do digitální formy a distribuována na potřebná místa na letounu – ukazovatel na palubní desce, diagnostický systém, systém

řízení tlakového plnění a přečerpávání paliva, havarijní a záznamové systémy. Přesnost měření množství paliva při použití těchto kapacitních palivoměrů je max. 1%.

### 2.8.8 Kapacitní palivoměry se sběrníci

Z důvodu dalších kvalitativních požadavků na konstrukci soudobých letounů jako např. tlakové plnění paliva, plnění za letu, přečerpávání paliva mezi jednotlivými nádržemi, absence klasických palivových nádrží (vaků) a jejich nahrazení integrovanými nádržemi, které tvoří většinu vnitřního prostoru křídla, zvýšení přesnosti a spolehlivosti měření paliva, eliminaci vlivu náklonu letounu při vzletu a přistání nevystačíme jen s jedním nebo dvěma vysílači paliva, ale potřebujeme celý soubor vysílačů (např. 8). Vysílače včetně převodní elektroniky jsou umístěny v palivové nádrži (integrálním křídle). Elektronika převádí kapacitu vysílače do digitální formy – dat, která je po sběrnici přenášena spolu s informací o teplotě a relativní permitivitě paliva do nadřazeného počítačového systému, který informace zpracuje a dále distribuuje.



Obr. 2.19: Umístění kapacitního palivoměru se sběrníci

Vyvstávají však další úkoly při mechanické konstrukci palivoměrů:

- konstrukce krytu elektroniky umístěné v palivové nádrži tak, aby byla zajištěna odolnost při výbuchu
- rozmístění jednotlivých vysílačů paliva v komorách integrálního křídla, které tvoří nádrž tak, aby byl maximálně eliminován vliv náklonu letounu na přesnost měření paliva
- upevnění vysílačů v křídle letounu tak, aby byly v případě poruchy vyměnitelné jednou rukou po odšroubování víka minimálních rozměrů
- zajištění minimální hmotnosti vysílačů paliva

### 3. Umístění palivoměru v integrovaném křídle

Při návrhu umístění vysílače palivoměru v integrovaném křídle letounu musí být respektováno jeho konstrukční řešení, které je tvořeno v případě kapacitního měření výšky hladiny dvěma sousými trubkami o pevně daných průměrech. Proto při výpočtech a návrhu umístění vysílačů je dále pracováno jen s osou sousých trubek.

Integrované křídlo letounu je pojem, který specifikuje uložení paliva a znamená, že palivo se nachází přímo ve vnitřním prostoru křídla (bez vaků a uzavřených nádrží). Palivoměr tedy nemůže být umístěn tak, jak tomu je u přídavných nádrží a palivových vaků, z části (zpravidla hlava vysílače) mimo palivo. Palivoměr je tedy zcela ponořen a to i včetně elektroniky a systému uchycení do paliva. U palivové nádrže bylo značně jednodušší zvolit vhodnou polohu pro palivoměr, protože taková nádrž má zpravidla pravidelný tvar (kvádr), tudíž zjištění jejího geometrického středu není početně tak obtížné (palivoměr by měl být umístěn v geometrickém středu nádrže). V integrovaném křídle je však vnitřní disponibilní prostor pro palivo dán nejen tvarem a rozměry křídla, ale současně i využitím tohoto prostoru pro další systémy. Proto zjištění vhodného umístění palivoměru je třeba provést pomocí 3D softwaru, díky kterému můžeme určit přesný objem vnitřního prostoru pro palivo a rovněž určit polohu hladiny paliva pro jeho různá množství a fáze letu.

Po dohodě se zadavatelem diplomové práce nebude zmiňován konkrétní typ letounu. Dále zde nebude vyobrazeno kompletní konstrukční řešení daného křídla (kromě žeber). Pro zjištění vhodného umístění postačí pracovat s upravenými 3D daty vnitřního prostoru integrovaného křídla (tzn. objem paliva v křídle).

#### 3.1 Okrajové podmínky

Podmínky technického zadavatele diplomové práce pro určení umístění kapacitního vysílače palivoměru byly stanoveny takto:

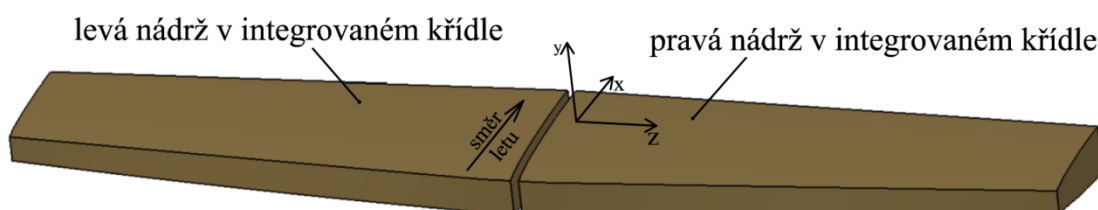
- Měrná hustota paliva      780 [kg/m<sup>3</sup>]
- Fáze letu                      maximální úhel klesání -20°  
   horizontální let 0°  
   maximální úhel stoupání +20°



Dalším omezením při návrhu optimálního umístění vysílačů palivoměru v integrovaném křídle letounu je jen praktická možnost jejich uchycení na některém z konstrukčně daných žeber.

### 3.2 Úprava palivového prostotu

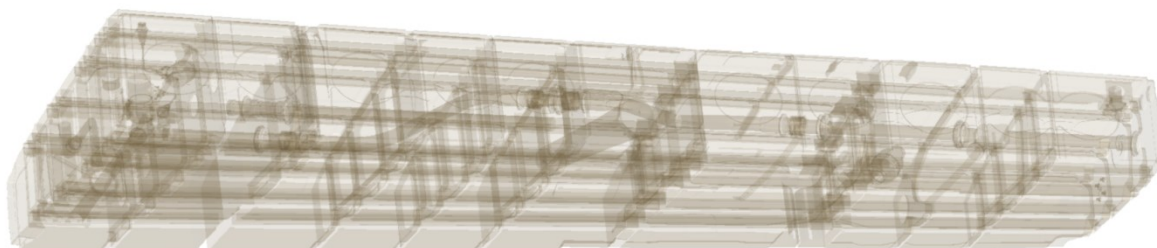
V první fázi bylo potřeba upravit 3D data tak, aby bylo možné pracovat pouze s vnitřním prostorem. Bylo nutné pomocí okrajových ploch vevnitř křídla vytvořit jeho zjednodušený objem, který odpovídá vnitřnímu prostoru. Souřadný systém byl převzat od zadavatele a je znázorněn na *Obr. 3.1*.



*Obr. 3.1: Zjednodušený model objemu paliva v integrovaném křídle letounu (obě strany)*

Obě strany křídel jsou z hlediska využití vnitřního prostoru pro palivo přibližně symetricky stejné, proto v dalších krocích postačí určovat pozici palivoměru jen na jedné straně integrovaného křídla (bylo zvoleno pravé křídlo).

Pro již takto upravený vnitřní model křídla je možné určit vhodnou polohu palivoměru s akceptováním zadaných fází letu. Pro přesnější umístění je však nutné od zjednodušeného vnitřního objemu odečíst všechny konstrukční a mechanické prvky, které zadavatel poskytl v původním 3D modelu celého křídla. Bylo nutné odečíst všechna žebra (přepážky), čerpadla, potrubí, aj. Na *Obr. 3.2* je pro přehlednost zobrazen model s průhlednými povrchy.



*Obr. 3.2: Celkový model objemu paliva v integrovaném křídle po všech odečtech*

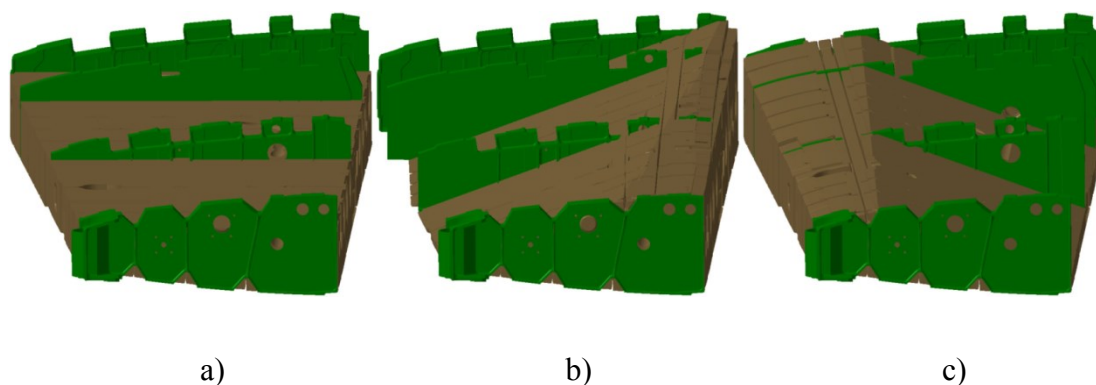
### 3.3 Určení výšky hladiny paliva v integrovaném křídle

V letectví se pro určení množství paliva používá hmotnostní jednotka libra (lb). Aby bylo možné zjistit výšky hladin paliva při zadaných fázích letu, je třeba zvolit několik ilustrativních hmotností paliva. Bylo zvoleno 10 stavů hmotnostního množství leteckého paliva, které jsou vyznačeny v *Tab. 3.1*, kde 674,5 lb představuje maximální možné množství, které se do křídla vejde, 0 lb pak znamená zcela prázdnou nádrž (tyto dva stavy však v praxi nenastanou).

*Tab. 3.1: Zvolené hmotnosti paliva v nádrži*

zvolená hmotnost paliva [lb]	674,5	650	550	450	350	325	250	150	50	0
---------------------------------	-------	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	----	---

Pro zjištění výšky hladiny paliva o určitém množství (*Tab. 3.1*) a při různých fázích letu, je třeba vytvářet offsetové roviny od rovin procházející počátkem souřadného systému (dále jen PSS). Tato výška offsetové roviny pak při jejím ořezání celkového vnitřního prostoru integrovaného křídla zajistí vznik požadovaného množství paliva (*Tab. 3.1*). U letové fáze klesání  $20^\circ$  a stoupání  $20^\circ$  bylo nejprve potřeba vytvořit natočené roviny pod úhlem  $-20^\circ$  a  $+20^\circ$  od roviny horizontálního letu (rovina XZ). Jako příklad je na *Obr. 3.3* uvedena poloha paliva (hnědá barva) pro množství 450 lb ve všech třech zadaných fázích letu.



*Obr. 3.3: Poloha paliva v křídle pro množství 450 lb: a) horizontální let, b) klesání  $20^\circ$ , c) stoupání  $20^\circ$*

Výsledkem tak budou hodnoty v mm pro každou fázi letu představující vzdálenost hladin paliva od PSS pro zvolená množství. Hodnoty výšek hladin jsou uvedeny v *Tab. 3.2*.

*Tab. 3.2: Výška offsetu roviny pro zvolená množství a fázi letu [mm]*

množství paliva v křídle [lb]	fáze letu		
	horizontální let 0°	klesání 20°	stoupání 20°
674,5	161,819	348,648	134,594
650	114,475	270,919	62,598
550	70,625	202,268	-19,838
450	36,913	160,495	-72,941
350	2,936	123,267	-114,787
325	-5,942	113,55	-124,7
250	-31,582	82,911	-153,205
150	-64,566	33,81	-194,191
50	-101,503	-34,772	-251,848
0	-160,116	-134,233	-375,925

### 3.4 Vliv geometrického tvaru nádrže v křídle na měření palivoměru

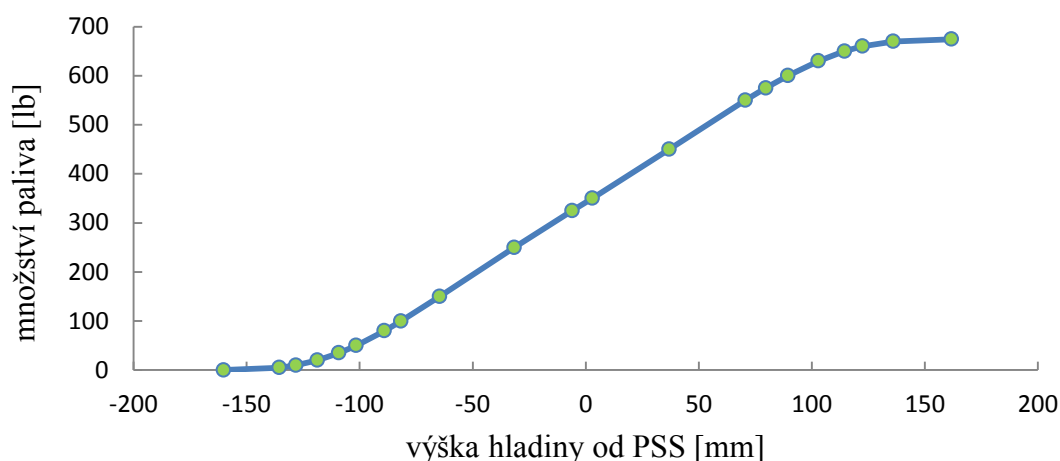
Nejjednodušším provedením nádrže, ve které palivoměr snímá množství paliva (výšku hladiny) je nádrž o pravidelném tvaru (kvádr, krychle). V takovém to případě je vliv geometrického tvaru nádrže na měření palivoměru prostá lineární závislost výšky hladiny na jejím množství. Nádrž v integrovaném křídle letadla má však obecný tvar, který nelze jednoduše definovat matematickými vzorci. Při obecném tvaru nádrže tedy nastávají problémy palivoměru se samotným vyhodnocením požadované veličiny. Vstupními daty pro programový software z palivoměru je výška jeho zaplavení (neboli výška hladiny). Výstupní hodnotou programu, na základě charakteristiky vlivu geometrického tvaru nádrže, jsou přepočítané výšky hladin na množství paliva (hmotnost), které se v nádrži nachází.

Hodnoty vzdálenosti hladiny paliva od PSS jsou brány pro horizontální let 0°. Tyto hodnoty jsou uvedeny v *Tab. 3.3*. Na základě těchto dat byla vytvořena závislost zvoleného množství paliva a odpovídající výšky hladiny (*Graf 3.1*). Tato závislost udává vliv konstrukčního a geometrického provedení nádrže v integrovaném křídle. Ke zvoleným 10 hmotnostem paliva bylo potřeba především v krajních oblastech (cca 650 lb a 50 lb)

z důvodu zpřesnění zjistit další hodnoty množství a výšky hladiny. Naměřená data byla tedy rozšířena na 21 bodů.

Tab. 3.3: Závislost výšky hladiny paliva  $h_n$  na jeho množství  $m_n$

hmotnost paliva [lb]	674,5	670	660	650	630	600
výška hladiny [mm]	161,819	136,078	122,434	114,475	102,957	89,419
hmotnost paliva [lb]	575	550	450	350	325	250
výška hladiny [mm]	79,669	70,625	36,913	2,936	-5,942	-31,582
hmotnost paliva [lb]	150	100	80	50	35	20
výška hladiny [mm]	-64,566	-81,732	-89,030	-101,503	-109,181	-118,740
hmotnost paliva [lb]	10	5	0			
výška hladiny [mm]	-128,149	-135,490	-160,116			



Graf 3.1: Závislost výšky hladiny paliva v křídle na jeho hmotnosti

Z grafu vyplývá nelineární závislost výšky hladiny na jeho hmotnosti. Nejmenší chyby měření lze dosáhnout dvěma způsoby:

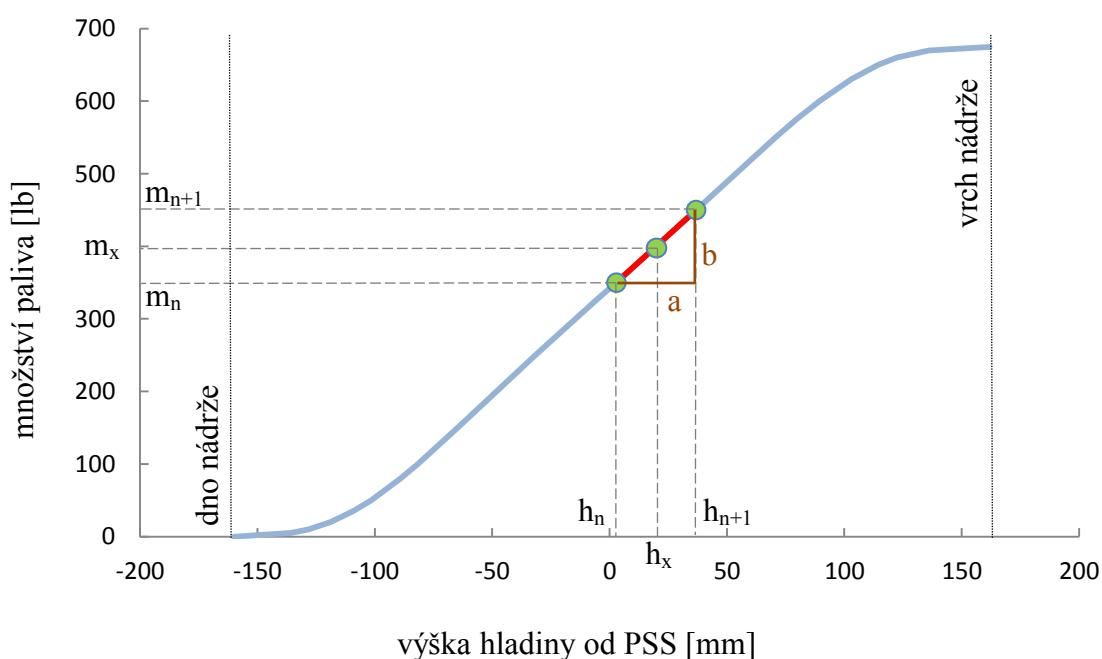
- realizovat kapacitní vysílač s opačnou nelineární závislostí kapacity na jeho výšce (vzájemně se vykompenzuje)
- definovat tabulku korekčních hodnot ke kompenzaci nelineární závislosti výšky hladiny paliva na jeho hmotnosti

Vzhledem k tomu, že první způsob sebou přináší složitou a originální (dále nepoužitelnou) konstrukci a že údaje z kapacitního vysílače jsou počítačově zpracovávány, je účelné volit druhý způsob. Dále tedy budeme uvažovat lineární kapacitní vysílač palivoměru (s lineární závislostí kapacity na výšce paliva) tvořený dvěma

soustřednými trubkami. Vzhledem k tomu, že naměřené hodnoty kapacity vysílače paliva jsou počítačově zpracovávány, je možné postupovat takto:

- určit rovnici nelineární křivky (spline) a pomocí ní pro naměřenou výšku paliva vypočítat příslušnou hmotnost paliva
- nelineární křivku (spline) nahradit  $n$  lineárními úseky

Z důvodu zjednodušení a snazšího výpočtu byl zvolen postup *b*) – nahrazení nelineární křivky  $n$  přímkami mezi jednotlivými body (*Tab. 3.3*). Tímto způsobem bylo získáno 20 přímek (*Graf 3.2*), tudíž se závislost mezi označenými body považuje za lineární.



Graf 3.2: Výpočet hmotnosti paliva pro jeho konkrétní výšku  $h_x$

Určení přesného množství paliva pro jeho konkrétní naměřenou výšku hladiny je zřejmé z předchozího grafu (*Graf 3.2*) a vychází z následující úvahy:

Např. pro naměřenou výšku paliva  $h_x$  se počítačově stanoví interval mezi kterými body  $h_n$  a  $h_{n+1}$  leží výška  $h_x$ . Tento interval je definován tak, že se naměřená výška rovná nebo je větší než výška  $h_n$  a současně je menší než výška  $h_{n+1}$  (3.1).

$$h_x \in \langle h_n; h_{n+1} \rangle \text{ [mm]} \quad (3.1)$$

Poznámka: Z důvodu praktické realizace bude vysílač paliva začínat např. 10 mm ode dna nádrže a jeho horní okraj bude 10 mm pod vrcholem nádrže, a tím naměřené hodnoty  $h_x$  budou vždy větší než  $h_0$  (hladina při 0 lb) a menší než  $h_{21}$  (hladina při 674,5 lb).

Směrnice přímky  $k_n$  mezi body  $h_n$  a  $h_{n+1}$  se vypočítá ze vztahu:

$$k_n = \frac{b}{a} = \frac{m_{n+1} - m_n}{h_{n+1} - h_n} \quad [-] \quad (3.2)$$

Hmotnost paliva  $m_x$  při jeho naměřené výšce  $h_x$  lze vypočítat jako součet hmotnosti paliva  $m_n$  při výšce  $h_n$  a rozdílu hmotnosti  $m_x$  a  $m_n$  (Graf 3.2). Rozdíl hmotnosti paliva  $m_x$  a  $m_n$  lze jednoduše vypočítat z lineární závislosti hmotnosti paliva na jeho výšce podle obecné rovnice přímky  $y = j + k \cdot x$ . Koeficient  $j$ , určující posunutí přímky od počátku souřadného systému, je pro každou přímku roven nule (počátek se posouvá vždy do bodu  $m_n$  ležícím na přímce):

$$\begin{aligned} y &= m_x - m_n \quad [\text{lb}] \\ x &= h_x - h_n \end{aligned} \quad (3.3)$$

Z toho vyplývá, že hmotnost paliva  $m_x$  při jeho naměřené výšce  $h_x$  je dána vztahem:

$$m_x = m_n + (h_x - h_n) \cdot \frac{m_{n+1} - m_n}{h_{n+1} - h_n} \quad [\text{lb}] \quad (3.4)$$

Obecný upravený vztah tak bude mít tento tvar:

$$m_x = m_n + (h_x - h_n) \cdot k_n \quad [\text{lb}] \quad (3.5)$$

Podle tohoto tvaru a pomocí směrnic přímek  $k_n$  uvedených v Tab. 3.4 je možné velmi jednoduše zjistit pro konkrétní naměřenou výšku hladiny  $h_x$  množství paliva  $m_x$  v hmotnostních jednotkách – libry (lb). Tímto způsobem je provedena korekce vlivu nelineární závislosti výšky hladiny na jeho množství, která je dána nelineárním tvarem disponibilního prostoru uvnitř integrovaného křídla letounu určeného pro palivo. Tím je naplněn jeden z cílů této práce.

Tab. 3.4: Směrnice přímek  $k_n$  závislosti výšky hladiny paliva  $h_n$  na jeho množství  $m_n$

n	1	2	3	4	5	6
$h_n$ [mm]	-160,116	-135,490	-128,149	-118,740	-109,180	-101,500
$m_n$ [lb]	0	5	10	20	35	50
$k_n$ [–]	0,203037	0,681106	1,06281	1,569202	1,95363	2,4052

n	7	8	9	10	11	12
$h_n$ [mm]	-89,030	-81,732	-64,566	-31,582	-5,942	2,936
$m_n$ [lb]	80	100	150	250	325	350
$k_n$ [–]	2,740477	2,912734	3,03177	2,925117	2,81595	2,94317

n	13	14	15	16	17	18
$h_n$ [mm]	36,913	70,625	79,669	89,419	102,957	114,475
$m_n$ [lb]	450	550	575	600	630	650
$k_n$ [–]	2,966303	2,764264	2,5641	2,215985	1,73641	1,25644

n	19	20	21
$h_n$ [mm]	122,434	136,078	161,819
$m_n$ [lb]	660	670	674,5
$k_n$ [–]	0,732923	0,174818	0

### 3.5 Optimalizace umístění vysílače palivoměru k fázím letu

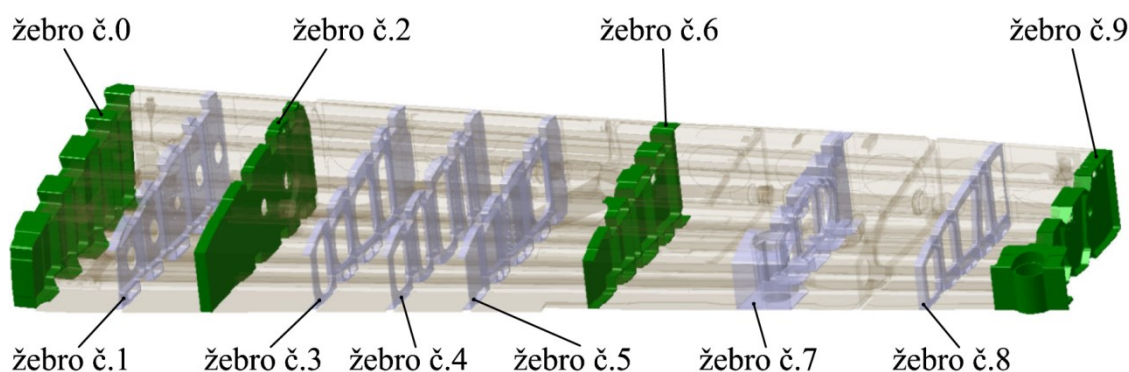
Cílem optimalizace umístění vysílače palivoměru v integrované nádrži v křídle letounu je nulová chyba při horizontálním letu (nebo při plnění paliva na zemi) a současně minimální chyba při stoupání a klesání v rozsahu  $\pm 20^\circ$ .

#### 3.5.1 Volna žebra (přepážky) pro umístění palivoměru

Při akceptování zadání, kdy palivoměr musí být uchycen k některému z žebor uvnitř křídla, byla po dohodě se zadavatelem zvolena následující žebra (přepážky) a strana žebra pro uchycení vysílače paliva (na Obr. 3.4 označena zelenou barvou):

- Žebro č. 0
- Žebro č. 2
- Žebro č. 6
- Žebro č. 9

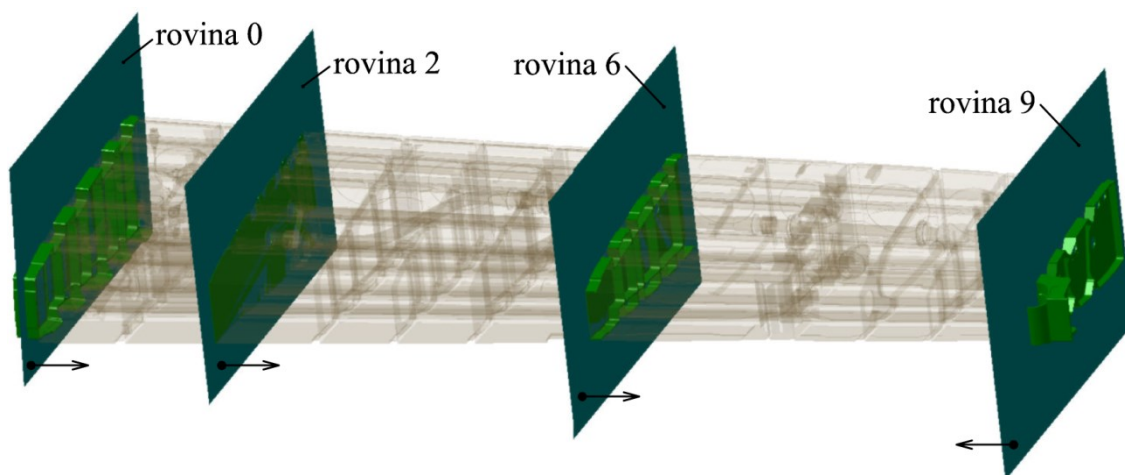
Toto rozmístění bylo zvoleno na základě konstrukčního provedení žeber, velikosti pomyslných nádrží, která žebra od sebe oddělují. Žebra jsou také vybavena vhodnými otvory, které brání nárazovému přelévání paliva podél celého křídla.



Obr. 3.4: Rozmístění žeber pro uchycení palivoměrů v nádrži

### 3.5.2 Vytvoření pomyslných rovin na žebrech s palivoměrem

Aby bylo možné promítnout jednotlivé výšky hladin při různých fázích letu, je nutné vytvořit na zvolených žebrech roviny (tato rovina je v souřadnicích XY).

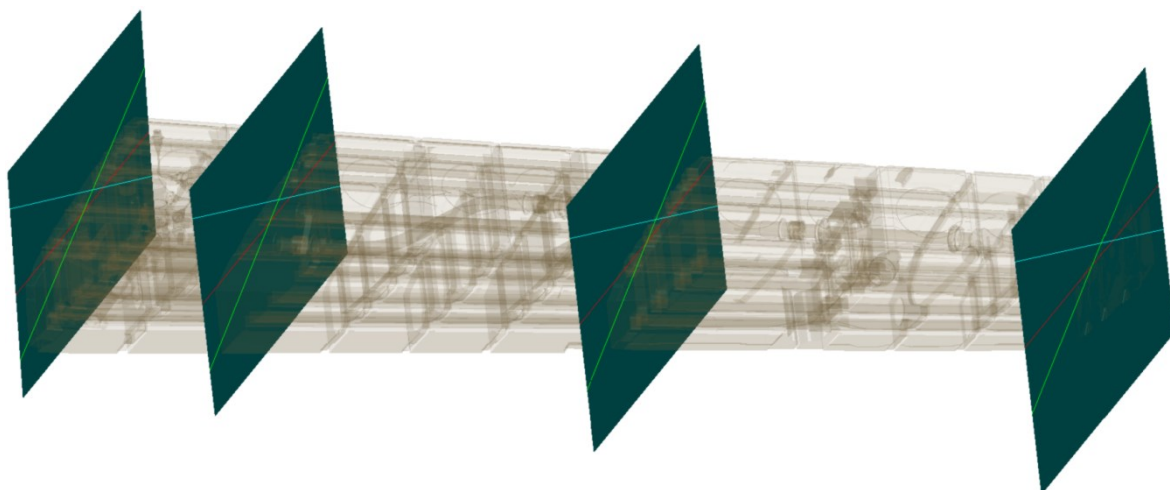


Obr. 3.5: Roviny vytvořené na zvolených žebrech

### 3.5.3 Určení průsečíků hladin paliva pro jednotlivé fáze letu

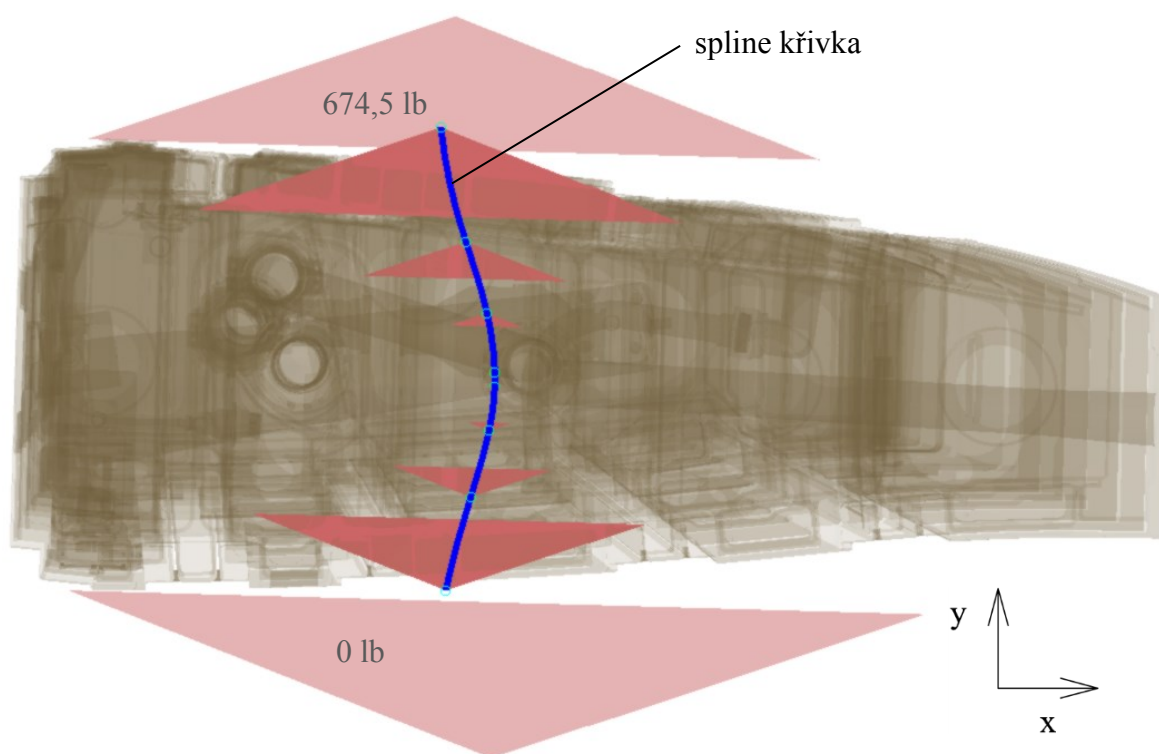
Hladiny paliva při jednotlivých fázích letu a pro různá množství paliva jsou promítnuty na vytvořené roviny příslušící zvolenému žebro. Jako příklad jsou na Obr. 3.6 zobrazeny promítnuté hladiny pro množství paliva 450 lb. Červená čára symbolizuje horizontální let  $0^\circ$ , světle modrá stoupání  $+20^\circ$  a světle zelená klesání  $-20^\circ$ .





Obr. 3.6: Promítnutí hladin paliva na roviny žeber – množství paliva 450 lb.

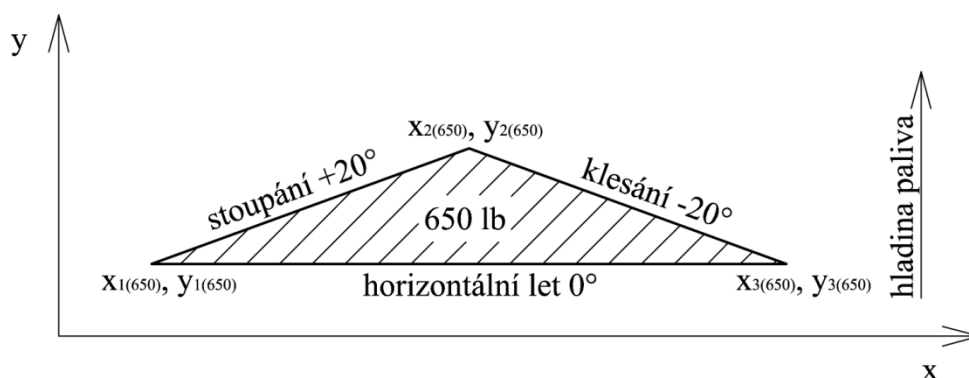
Z obrázků je zřejmé, že umístění vysílačů paliva bude v osách X a Y stejné na všech zvolených žebrech křídla č. 0, 2, 6 a 9, liší se pouze umístění v ose Z. Pro řešení přesného umístění palivoměru, je zvoleno žebro č. 0 pro deset hladin paliva. Průsečíky rovin hladin paliva v nádrži pro fázi letu stoupání  $+20^\circ$ , vodorovný let  $0^\circ$  a klesání  $-20^\circ$  tvoří trojúhelníky, které jsou různě umístěny v rovině XY (Obr. 3.7)



Obr. 3.7: Průsečíky hladin paliva v rovině XY na žebro č. 0

Minimální chyba měření výšky paliva by nastala v případě, že osa vysílače paliva bude procházet průsečíkem hladiny paliva při stoupání  $+20^\circ$  a klesání  $-20^\circ$  (modrá spline křivka) na Obr. 3.7. Konstrukce a výroba vysílače paliva (dvou souosých trubek) ve tvaru uvedené spline křivky by však byla zbytečně složitá. Proto spline křivku nahradíme přímkou tak, aby chyba měření pro různé fáze letu (stoupání, klesání) byla co nejmenší. Při horizontálním letu je chyba způsobená umístěním a tvarem vysílače paliva nulová.

K minimalizaci chyby v případě náhrady spline křivky přímkou je použita metoda nejmenších čtverců odchylek. Označení vrcholů trojúhelníků průsečíků hladin je zřejmé z Obr. 3.8, kde je uveden příklad pro množství paliva o hmotnosti 650 lb. Pro metodu nejmenších čtverců bylo použito pouze 8 bodů (vrcholů). Celá oblast pomyslných průsečíků hladin pro maximální množství 674,5 liber a minimální množství 0 liber se nachází mimo nádrž (Obr. 3.10), proto tyto vrcholy oblastí nejsou započítány k aproximaci.



Obr. 3.8: Popis vrcholů průsečíků hladin pro množství 650 lb

Hodnoty vrcholů trojúhelníků pro zvolenou hmotnost paliva jsou vedeny v Tab. 3.5.

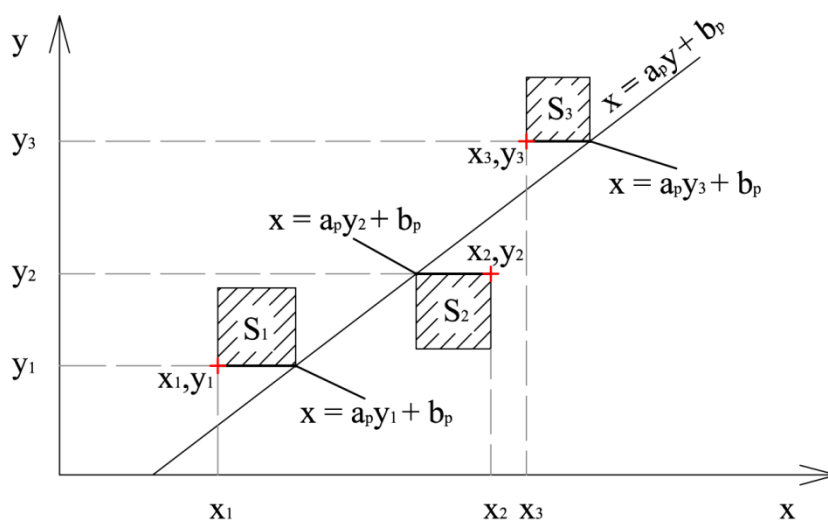
Tab. 3.5: Souřadnice vrcholů průsečíků hladin paliva

souřadnice vrcholů [mm]						
množství paliva	$x_1$	$y_1$	$x_2$	$y_2$	$x_3$	$y_3$
650 lb	-477,597	114,475	-304,545	177,461	-131,493	114,475
550 lb	-397,351	70,625	-324,697	97,069	-252,043	70,625
450 lb	-367,838	36,913	-341,261	46,587	-314,683	36,913
350 lb	-352,342	2,936	-348,012	4,512	-343,681	2,936
325 lb	-348,324	-5,942	-348,298	-5,933	-348,273	-5,942
250 lb	-361,171	-31,582	-345,178	-37,403	-329,186	-31,582
150 lb	-390,383	-64,566	-333,315	-85,337	-276,247	-64,566
50 lb	-457,477	-101,503	-317,344	-152,507	-177,211	-101,503

### 3.5.4 Aproximace metodou nejmenších čtverců

Metodu nejmenších čtverců [12] je nutné odvodit vzhledem k použitému souřadnému systému XY (X je vodorovná osa a Y je svislá osa) a k minimalizaci čtverců odchylek rovnoběžných s osou X. V tomto případě má rovnice přímky tvar  $x = a_p y + b_p$  (standardně se minimalizují čtverce odchylek rovnoběžných s osou Y, kdy přímka má tvar  $y = ax + b$ ).

K odvození metody jsou dostačující tři body o souřadnicích  $[x_1, y_1]$ ,  $[x_2, y_2]$  a  $[x_3, y_3]$ , závěry jsou zobecněny pro libovolný počet n bodů (Obr. 3.9).



Obr. 3.9: Grafické znázornění metody nejmenších čtverců

Čtverce odchylek s neznámými parametry přímky  $a_p$ ,  $b_p$  jsou dány výrazy:

$$\begin{aligned} S_{1(a_p, b_p)} &= (a_p y_1 + b_p - x_1)^2 \\ S_{2(a_p, b_p)} &= (a_p y_2 + b_p - x_2)^2 \\ S_{3(a_p, b_p)} &= (a_p y_3 + b_p - x_3)^2 \end{aligned} \quad (3.6)$$

Součet odchylek je dán vztahem:

$$S_{(a_p, b_p)} = (a_p y_1 + b_p - x_1)^2 + (a_p y_2 + b_p - x_2)^2 + (a_p y_3 + b_p - x_3)^2 \quad (3.7)$$

Minimální součet odchylek  $S_{(ap,bp)}$  (princip metody nejmenších čtverců) je určen tak, že parciální derivace  $S_{(ap,bp)}$  podle  $\delta a_p$  a  $\delta b_p$  jsou rovny nule.

$$\begin{aligned} \frac{\delta S}{\delta a_p} &= 2 \cdot (a_p y_1 + b_p - x_1) \cdot y_1 + 2 \cdot (a_p y_2 + b_p - x_2) \cdot y_2 + 2 \cdot (a_p y_3 + b_p - x_3) \cdot y_3 \\ &= 2a_p \cdot (y_1^2 + y_2^2 + y_3^2) + 2b_p \cdot (y_1 + y_2 + y_3) - 2 \cdot (y_1 x_1 + y_2 x_2 + y_3 x_3) = 0 \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\delta S}{\delta b_p} &= 2 \cdot (a_p y_1 + b_p - x_1) + 2 \cdot (a_p y_2 + b_p - x_2) + 2 \cdot (a_p y_3 + b_p - x_3) \\ &= 2a_p \cdot (y_1 + y_2 + y_3) + 2b_p \cdot (1 + 1 + 1) - 2 \cdot (x_1 + x_2 + x_3) = 0 \end{aligned} \quad (3.9)$$

Obecně jsou pro  $n$  bodů tyto rovnice popsány následně:

$$a_p \sum_{i=1}^n y_i^2 + b_p \sum_{i=1}^n y_i = \sum_{i=1}^n x_i y_i \quad (3.10)$$

$$a_p \sum_{i=1}^n y_i + b_p \sum_{i=1}^n 1 = \sum_{i=1}^n x_i \quad (3.11)$$

Položením parciálních derivací prvního řádu nule jsou získány lokální extrémy. Není však zřejmé, zda se jedná o lokální maximum nebo minimum. Lokální maximum a minimum se pak určí podle parciálních derivací druhého řádu, které jsou v tomto případě vždy kladné, tudíž se jedná o lokální minima.

V Tab. 3.6 jsou ze soustavy dvou rovnic o dvou neznámých 3.10 a 3.11 vypočítány jednotlivé hodnoty pro zvolená množství paliva.

Tab. 3.6: Hodnoty pro výpočet metodou nejmenších čtverců

Množství paliva [lb]	i	$x_i$	$y_i$	$y_i^2$	$x_i y_i$
650	1	-304,545	177,461	31492,407	-54045,860
550	2	-324,697	97,069	9422,391	-31518,013
450	3	-341,261	46,587	2170,349	-15898,326
350	4	-348,012	4,512	20,358	-1570,230
325	5	-348,298	-5,933	35,200	2066,452
250	6	-345,178	-37,403	1398,984	12910,693
150	7	-333,315	-85,337	7282,404	28444,102
50	9	-317,344	-152,507	23258,385	48397,181
$\Sigma$		-2662,650	44,449	75080,478	-11213,001

Dosazením hodnot spodního řádku *Tab. 3.6* do vzorců (3.11) vznikne soustava dvou lineárních rovnic, ze kterých jsou vypočítány koeficienty  $a_p$ ,  $b_p$  aproximující přímky  $x = a_p y + b_p$ .

$$a_p \cdot 75080,478 + b_p \cdot 44,449 = -11213,001 \quad (3.12)$$

$$a_p \cdot 44,449 + b_p \cdot 8 = -2662,650$$

$$a_p = 0,049$$

$$b_p = -333,097$$

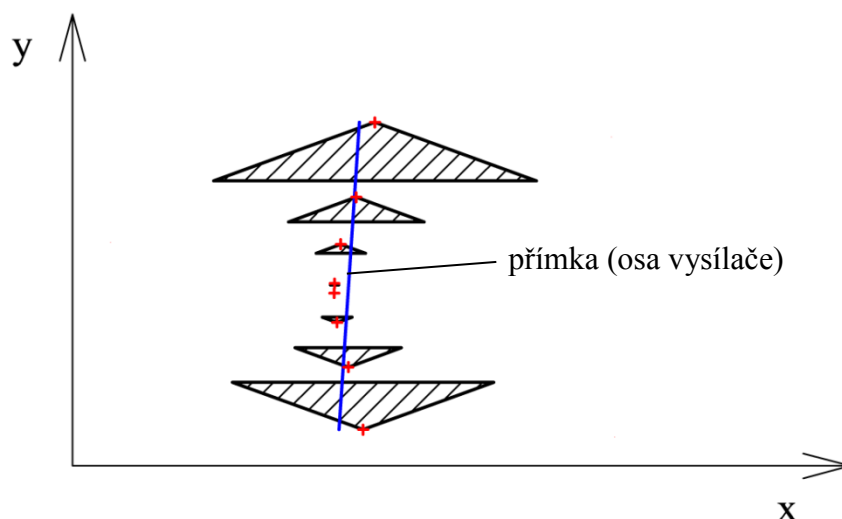
Rovnice přímky  $x = a_p y + b_p$  je převedena na standardní tvar  $y = ax + b$ , pro který platí:

$$a = \frac{1}{a_p}; b = \frac{-b_p}{a_p} \quad (3.13)$$

Po dosazení vypočítaných hodnot koeficientů přímky má aproximující přímka metodou nejmenších čtverců následující tvar:

$$y = 20,897x + 6960,828 \quad (3.14)$$

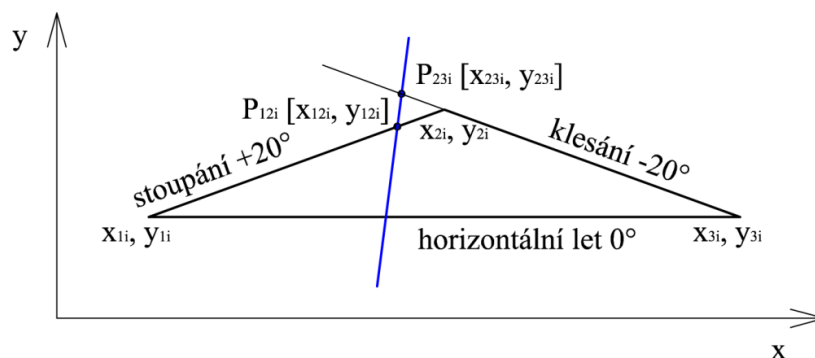
Přímka definovaná rovnicí (3.14) má již standardní tvar, kdy závisle proměnnou je vertikální osa  $y$  a nezávisle proměnnou horizontální osa  $x$ . Směrnice přímky má hodnotu 20,897 a přímka protíná osu  $X$  ve vzdálenosti 6960,828 mm podle zadaného počátečního souřadného systému.



Obr. 3.10: Aproximace bodů metodou nejmenších čtverců

### 3.5.5 Maximální chyba měření při stoupání a klesání

Maximální chyby měření při stoupání  $+20^\circ$  a klesání  $-20^\circ$  se určí jako rozdíl na ose Y mezi hladinou paliva při horizontálním letu a průsečíku hladiny paliva při stoupání s aproximující přímkou.



Obr. 3.11: Chyba měření pro různé fáze letu

Na Obr. 3.11 je znázorněn příklad stanovení chyby měření při stoupání a klesání pro obecné množství paliva  $i$ . Chyba měření při stoupání je dána rozdílem souřadnic  $y_{12i}$  a  $y_{1i}$ , chyba měření při klesání pak vyjadřuje rozdíl souřadnic  $y_{23i}$  a  $y_{1i}$ . Platí, že  $y_{1i} = y_{2i}$ . Uvedený výpočet chyby měření platí pro případ, že průsečíky  $P_{12i}$  a  $P_{23i}$  leží uvnitř nádrže.

V případě, že  $P_{12i}$  nebo  $P_{23i}$  leží nad maximální hladinou paliva, pro určení chyby měření se místo souřadnice  $y_{12i}$  nebo  $y_{23i}$  použije maximální hodnota výšky paliva na ose Y. V případě, že  $P_{12i}$  nebo  $P_{23i}$  leží pod minimální (nulovou) hodnotou paliva, pro určení chyby měření se místo souřadnice  $y_{12i}$  nebo  $y_{23i}$  použije minimální (nulová) hodnota výšky paliva na ose Y. Pro výpočet průsečíků  $P_{12i}$  a  $P_{23i}$  je označena rovnice přímky znázorňující hladiny paliva při stoupání  $y_{12} = k_{12}x_1 + j_{12}$  a při klesání  $y_{23} = k_{23}x_2 + j_{23}$ , kde neznámými jsou koeficienty  $k$  a  $j$ , které jsou vypočítány (Tab. 3.7) následujícím způsobem:

$$\begin{aligned}
 y_1 &= k_{12}x_1 + j_{12} \\
 y_2 &= k_{12}x_2 + j_{12} \\
 y_1 - y_2 &= k_{12} \cdot (x_1 - x_2) \\
 k_{12} &= \frac{y_1 - y_2}{x_1 - x_2}
 \end{aligned}
 \tag{3.15}$$

$$j_{12} = y_1 - \frac{y_1 - y_2}{x_1 - x_2} \cdot x_1$$

$$\begin{aligned}
 y_2 &= k_{23}x_2 + j_{23} \\
 y_3 &= k_{23}x_3 + j_{23} \\
 y_2 - y_3 &= k_{23} \cdot (x_2 - x_3) \\
 k_{23} &= \frac{y_2 - y_3}{x_2 - x_3}
 \end{aligned}
 \tag{3.16}$$

$$j_{23} = y_2 - \frac{y_2 - y_3}{x_2 - x_3} \cdot x_2$$

Souřadnice  $y_{12}$  průsečíku  $P_{12} [x_{12}, y_{12}]$  je určena ze soustavy dvou lineárních rovnic:

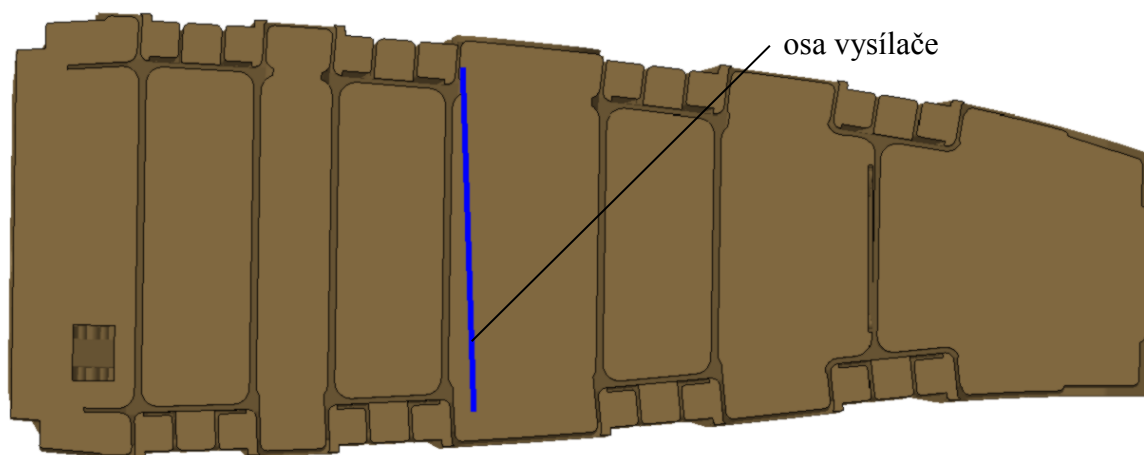
$$\begin{aligned}
 y_{12} &= k_{12}x_{12} + j_{12} \\
 y_{12} &= ax_{12} + b \\
 y_{12} &= \frac{j_{12}a - k_{12}b}{a - k_{12}}
 \end{aligned}
 \tag{3.17}$$

Souřadnice  $y_{23}$  průsečíku  $P_{23} [x_{23}, y_{23}]$  je určena ze soustavy dvou lineárních rovnic:

$$\begin{aligned}
 y_{23} &= k_{23}x_{23} + j_{23} \\
 y_{23} &= ax_{23} + b \\
 y_{23} &= \frac{j_{23}a - k_{23}b}{a - k_{23}}
 \end{aligned}
 \tag{3.18}$$

Tab. 3.7: Souřadnice průsečíků přímek

množství paliva [lb]	i	$k_{12}$	$j_{12}$	$k_{23}$	$j_{23}$	$y_{12}$	$y_{23}$
650	2	0,364	288,307	-0,364	66,615	170,030	184,637
550	3	0,364	215,250	-0,364	-21,112	95,678	98,412
450	4	0,364	170,806	-0,364	-77,627	50,437	42,869
350	5	0,364	131,179	-0,364	-122,125	10,117	-0,900
325	6	0,346	114,632	-0,360	-131,320	-0,682	-11,212
250	7	-0,364	-63,038	0,364	88,240	-41,085	-33,591
150	8	-0,364	-06,653	0,364	35,979	-83,954	-86,769
50	9	-0,364	-68,010	0,364	-37,004	-44,261	-161,046



Obr. 3.12: Umístění vysílače paliva v křídle na žebro č. 0

Při výpočtu chyby měření paliva musí být respektována fyzická realizace vysílače palivoměru a jeho umístění v křídle letounu. Podle požadavků technického zadavatele práce bude kapacitní vysílač paliva umístěn 10 mm ode dna nádrže a jeho horní okraj bude rovněž 10 mm pod horním krytem nádrže. Z toho vyplývá délka vysílače palivoměru 268,2 mm pro zvolené žebro č. 0 (Obr. 3.12), délka vysílačů na ostatních žebrech bude různá, jejich hodnoty jsou uvedeny v Tab. 4.1. Modelováním v 3D softwaru (Catia V5 R19) bylo zjištěno, že skutečný měřicí rozsah výšek hladin je v rozpětí  $y_{dolní} = -130,881$  mm až  $y_{horní} = 136,755$  mm podle PSS. Hodnoty rozsahů množství paliva, od (do) kterých palivoměr měří výšku svého zaplavení na žebro č. 0, jsou uvedeny v Tab. 3.8. Tyto rozsahy jsou určeny pro jednotlivé krajní polohy fáze letu.

Tab. 3.8: Rozsah měřeného množství paliva na žebro č. 0

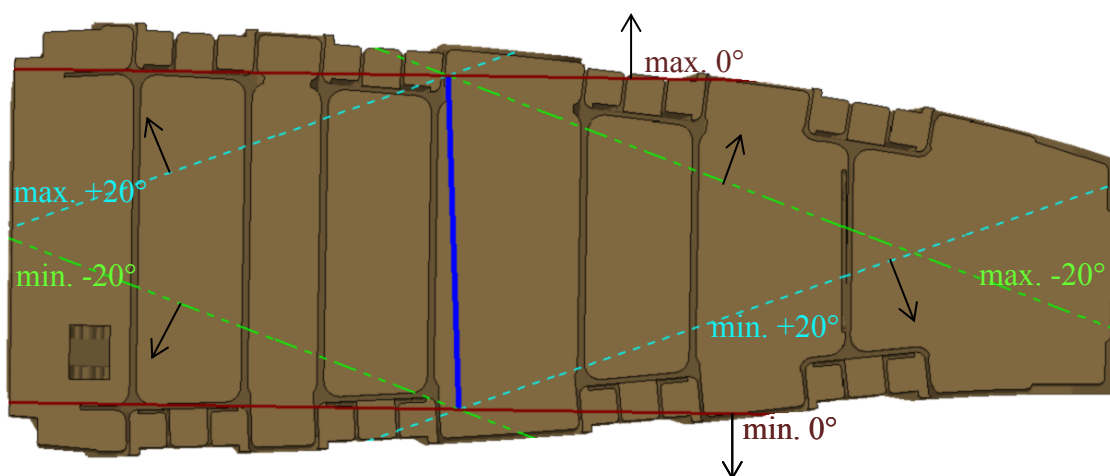
	horizontální let $0^\circ$	stoupání $+20^\circ$	klesání $-20^\circ$
minimální množství paliva [lb]	7,901	67,001	84,197
maximální množství paliva [lb]	670,334	604,300	616,280

Aby bylo možné vypočítat absolutní chybu měření přímo v hmotnostních jednotkách paliva (libry) a následně určit procentuální chybovost měření ve všech fázích letu, musely být pomocí 3D softwaru (CATIA V5 R19) stanoveny hmotnosti paliva v bodech  $P_{12i}$  a  $P_{23i}$  (Obr. 3.11), které vznikly tak, že celkový objem křídla byl ořezán hladinami paliva procházejícími danými body pro jednotlivé fáze letu. Vzniklý objem



(hmotnost paliva) byl porovnán se skutečnou hodnotou, na kterou je vysílač paliva umístěný na žebro č. 0 nakalibrováný v závislosti na výšce hladiny, čili jeho zaplavení. Chyba při horizontálním letu  $0^\circ$  způsobená umístěním vysílače palivoměru je v jeho měřicím rozsahu (Tab. 3.8) nulová, protože se palivoměr kalibruje pro jednotlivé výšky zaplavení v horizontální poloze letounu. Při vlastní realizaci musíme brát v úvahu reálně existující okrajové podmínky, které byly předcházející simulací stanoveny a jsou uvedeny v Tab. 3.8 a graficky znázorněny na Obr. 3.13:

- praktický rozsah měření množství paliva od 7,901 lb do 670,334 lb při horizontálním letu
- omezení při stoupání  $+20^\circ$ , kdy palivoměr pro menší množství paliva než 67,001 lb ukazuje stále minimum 7,901 lb a větší množství paliva než 604,300 lb ukazuje stále maximum 670,334 lb.
- omezení při klesání  $-20^\circ$ , kdy vysílač palivoměru pro menší množství paliva než 84,197 lb ukazuje stále minimum 7,901 lb a větší množství paliva než 616,280 lb ukazuje stále maximum 670,334 lb.



Obr. 3.13: Rozsahy měření množství paliva na žebro č. 0

V Tab. 3.9 jsou uvedeny řádky pro zvolené hmotnosti paliva při počítačové simulaci mimo reálně neměřitelné hodnoty 0 lb a 674,5 lb, doplněny řádky okrajových podmínek při vzletu  $+20^\circ$ , tj. 67,001 lb a 604,300 lb a řádky okrajových podmínek při klesání  $-20^\circ$ , tj. 84,197 lb a 616,280 lb. Absolutní i relativní chyba měření v okrajových podmínkách je stanovena jen pro příslušnou fázi letu.

Tab. 3.9: Chyby měření palivoměru na žebro č. 0

množství	i	Chyba pro stoupání $+20^\circ$	Chyba pro klesání $-20^\circ$
----------	---	--------------------------------	-------------------------------

paliva m [lb]		$m_{p12}$ [lb]	$\Delta m_{p12}$ [lb]	$\delta m_{p12}$ [%]	$m_{p23}$ [lb]	$\Delta m_{p23}$ [lb]	$\delta m_{p23}$ [%]
670,334	1	670,334	0,000	0,000	670,334	0,000	0,000
650	2	670,334	20,334	3,128	670,334	20,334	3,128
616,280	3	-----	-----	-----	670,334	54,054	8,771
604,3	4	670,334	66,034	10,927	-----	-----	-----
550	5	545,373	-4,627	-0,841	549,649	-0,351	-0,064
450	6	465,306	15,306	3,401	449,666	-0,334	-0,074
350	7	376,320	26,320	7,520	349,763	-0,237	-0,068
325	8	350,323	25,323	7,792	324,146	-0,854	-0,263
250	9	249,879	-0,121	-0,048	234,044	-15,956	-6,382
150	10	149,984	-0,016	-0,011	154,639	4,639	3,093
84,197	11	-----	-----	-----	7,901	-76,296	-90,616
67,001	12	7,901	-59,100	-88,208	-----	-----	-----
50	13	7,901	-42,099	-84,198	7,901	-42,099	-84,198
7,901	14	7,901	0,000	0,000	7,901	0,000	0,000

$m_{p12}, m_{p23}$  jsou hmotnosti paliva v bodech  $P_{12}$  a  $P_{23}$  stanovené simulací v 3D softwaru (CATIA V5 R19) [lb]

$\Delta m_{p12}, \Delta m_{p23}$  je absolutní chyba měření [lb]

$\delta m_{p12}, \delta m_{p23}$  je relativní chyba měření [%]

### Stoupání +20°

Absolutní chyba je dána vztahem:

$$\begin{aligned}
 m_{\max} &= 670,334 \text{ [lb]}, \quad m_{\min} = 7,901 \text{ [lb]} \\
 \Delta m_{p12} &= m_{p12} - m \text{ [lb]} \\
 m_{p12\max} &= 670,334 \text{ pro } m \geq 604,300 \text{ [lb]} \\
 m_{p12\min} &= 7,901 \text{ pro } m \leq 67,001 \text{ [lb]}
 \end{aligned} \tag{3.19}$$

Relativní chyba je dána vztahem:

$$\delta m_{p12} = \frac{\Delta m_{p12}}{m} \cdot 100 \text{ [%]} \tag{3.20}$$

### Klesání -20°

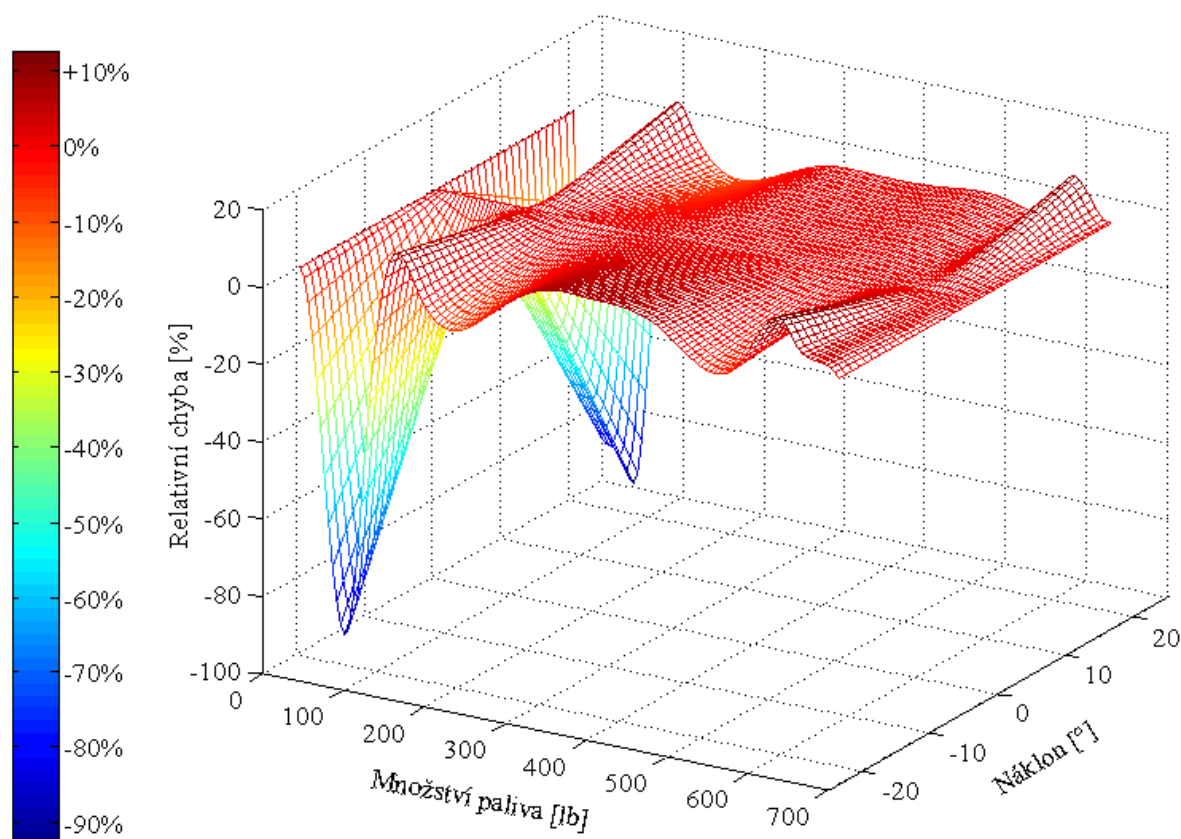
Absolutní chyba je dána vztahem:

$$\begin{aligned}
 m_{\max} &= 670,334 \text{ [lb]}, \quad m_{\min} = 7,901 \text{ [lb]} \\
 \Delta m_{p23} &= m_{p23} - m \text{ [lb]} \\
 m_{p23\max} &= 670,334 \text{ pro } m \geq 616,280 \text{ [lb]} \\
 m_{p23\min} &= 7,901 \text{ pro } m \leq 84,197 \text{ [lb]}
 \end{aligned}
 \tag{3.21}$$

Relativní chyba je dána vztahem:

$$\delta m_{p23} = \frac{\Delta m_{p23}}{m} \cdot 100 [\%]
 \tag{3.22}$$

Relativní chyby měření způsobené umístěním vysílače palivoměru v závislosti na množství paliva a jednotlivých fázích letu jsou graficky znázorněny v prostorovém grafu (Graf 3.3), který byl na základě vypočítaných hodnot (Tab. 3.9) vytvořen v prostředí Matlab R2012a.



Graf 3.3: Prostorový graf relativní chyby měření v závislosti na množství paliva a režimu letu

Poznámka: Absolutní nebo relativní chybou měření uváděnou v celé této diplomové práci se rozumí jen chyba způsobená umístěním vysílače palivoměru. Skutečná chyba měření je tvořena součtem chyb vznikajících různými faktory (snímání kapacity, vliv teploty na geometrické rozměry vysílače palivoměru, konstrukce palivoměru, vlastnosti paliva, chyby elektroniky, chyby ukazovatele atd.).

## 4. Konstrukční návrh palivoměru

### 4.1 Základní konstrukční zásady pro palivoměr

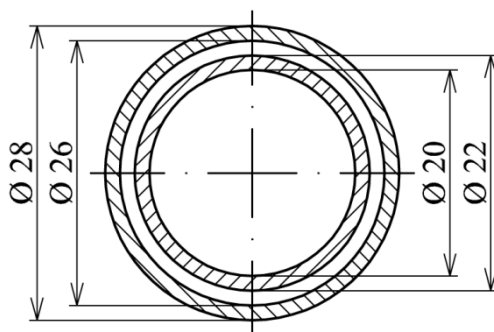
Pro vysílač paliva platí stejné konstrukční požadavky jako pro zbytek částí letadel. V případě pevných spojení nacházejících se na soustavě vysílačů je upřednostněno použití nerozebíratelného spojení, čili lepení, svařování nebo nýtování. U letadel dochází v některých konstrukčních uzlech k velkým vibracím, proto volba například šroubového spoje, i za použití standardního pružného elementu (podložky), je značně riskantní.

Volba vhodného materiálu pro konstrukční provedení palivoměru je rovněž velmi důležitá. Pro letectví je použit především hliník a jeho slitiny, titanové slitiny, žárovečné oceli, niklové a kobaltové slitiny, různé kompozity a další neželezné materiály [13]. Při zvolení neželezného materiálu je možné vybrat z v letectví používaného kevlaru, nylonu, teflonu nebo třeba lexanu XHR [14].

### 4.2 Specifikace palivoměru

#### 4.2.1 Kapacitní vysílač

Kapacitní vysílač tvoří dvě trubky, které jsou souose uloženy (převzato od zadavatele). Vnější trubka má průměr  $D_1 = 28$  mm s tloušťkou stěny 1 mm, vnitřní trubka má průměr  $D_2 = 22$  mm a tloušťka stěny je 1 mm (Obr. 4.1). Délka těchto trubek je individuální pro každý palivoměr příslušící zvolenému žeburu. Délky trubek kapacitního vysílače jsou v Tab. 4.1.



Obr. 4.1: Rozměry soustředných trubek kondenzátoru

Tab. 4.1: Délky trubek palivoměrů na zvolených žebrech

délka trubek [mm]	žebro č. 0	žebro č. 2	žebro č. 6	žebro č. 9
	268,2	254,9	206,5	158,0

## 4.2.2 Elektronika

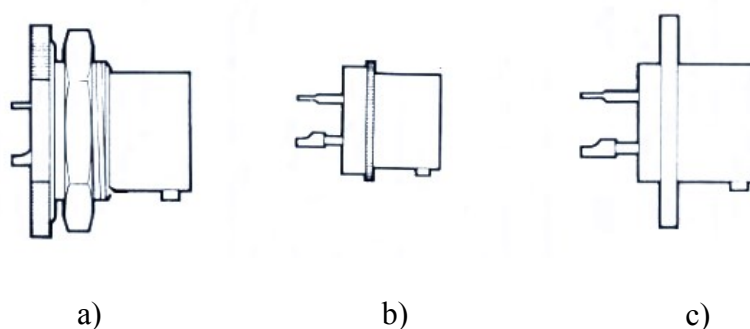
Elektronika vysílače paliva vyplývá z použitého principu měření. Konkrétní návrh elektrického zapojení palivoměru nebyl v práci řešen (převzato od zadavatele).

### 4.2.2.1 Deska plošných spojů

Je nutné uvést pouze tvar a velikost desky plošných spojů, na základně velikosti původních elektrických součástí, která je uzpůsobena pro navržený kryt elektroniky. Požadavkům zadavatele podléhá i výstupní konektor, který musí palivoměr obsahovat. Typ konektoru a jeho uchycení jsou popsány v (4.2.2.2).

### 4.2.2.2 Konektor

Požadavkům zadavatele podléhá i výstupní konektor, který musí palivoměr obsahovat. Jedná se o kruhový konektor série 62GB od firmy Amphenol určený pro hermeticky uzavřené nádoby. Tento konektor se vyrábí ve třech provedeních (Obr. 4.2)



Obr. 4.2: Typy konektorů 62GB pro hermeticky uzavřené nádoby: a) označení 17H, b) označení 13H, c) označení 12H [15]

Konektor 62GB s označením 17H je vsunut z vnitřní strany nádoby a upevněn pomocí dotažení matice. Tato varianta však vyžaduje odpovídající velikost opěrné plochy na nádobě pro matici, proto je u malých nádob (krytů elektroniky) nepoužitelná. U varianty provedení s označením 13H se konektor zasunuje z vnější strany nádoby. Nevýhodou je, že konektor musí být upevněn pomocí vhodně zvoleného lepicího tmelu, který však musí

zajistit i těsnost tohoto spojení. Lepící tmel by měl svým účinkem zajistit i odpovídající ochranu proti vytržení konektoru. Tato provedení vyžaduje nejmenší uchycovací prostor ze všech tří variant provedení. Konektor 62GB s označením 12H je upevněn k nádobě pomocí čtyř šroubů M2,5. Z konstrukce konektoru je patrné, že toto provedení vyžaduje opěrnou plochu odpovídající velikosti konektoru a nutnost děr se závity v nádobě.

#### **4.2.3 Kryt elektroniky**

Kryt elektroniky je pevně uzavřený prostor podléhající českým technickým normám [5], ale i dalším normám používaných v letectví. Konstrukce tohoto krytu musí být navržena tak, aby odolala vnitřnímu tlaku a teplotě, která může eventuálně vzniknout v případě výbuchu zápalné směsi (palivo, vzduch). Protože kryt elektroniky je umístěn vevnitř křídla v palivu, je tedy velmi nežádoucí, aby se jakýkoliv možný zdroj hoření dostal do kontaktu s palivem v nádrži. Vnitřní prostor musí být rovněž dokonale utěsněn, a to i na výstupu konektoru, který zde musí být obsažen. Jakékoliv závity nesmí být skrz stěnu, protože vzniká netěsnost v závitové části.

#### **4.2.4 Uchycení krytu elektroniky**

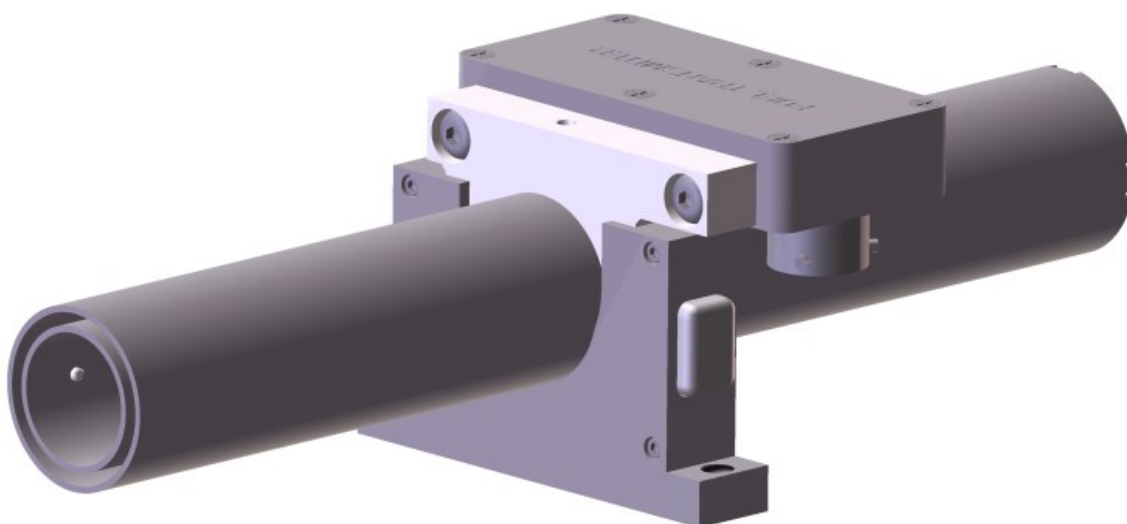
Podle požadavků zadavatele musí systém uchycení vysílače paliva umožnit obsluhu jednou rukou, protože palivoměr je umístěn uvnitř nádrže a jeho vyjmutí a opětovné uchycení se provádí pouze úzkým otvorem v křídle. Úchyt palivoměru je pevně přichycen (šrouby) k příslušnému žebro v integrovaném křídle (provedeno při kompletaci celého křídla). Je také nutné, aby kapacitní vysílač byl elektricky odizolován od tohoto žebra.

### **4.3 Konstrukční návrh palivoměru – varianty provedení**

Pro vysílač paliva byly navrženy a znázorněny principy čtyř konstrukčních variant. Z těchto čtyř variant byla vybrána jedna, která je podrobněji popsána.

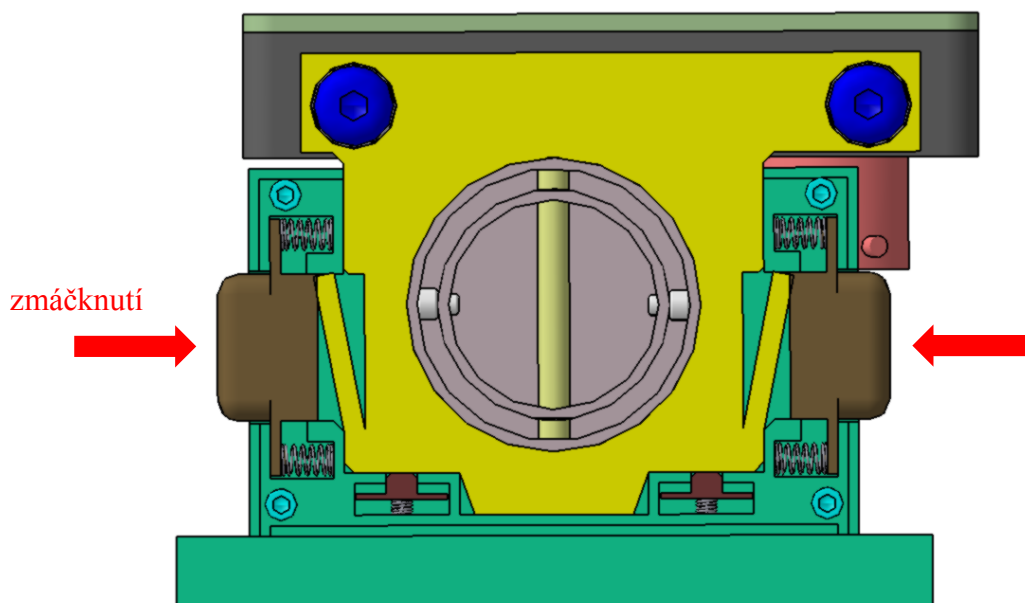
#### **4.3.1 Varianta č. 1**

U varianty č. 1 (*Obr. 4.1*) byl zvolen typ konektoru Amphenol 62GB-13H10-06P, který je přichycen ke krytu elektroniky pomocí lepícího tmelu. Kryt elektroniky je uchycen pomocí šroubů M4 do objímky z nevodivého materiálu. Pro zajištění posunutí dvou soustředných trubek podél osy musí být do objímky nalisován kolík rovněž z nevodivého materiálu.



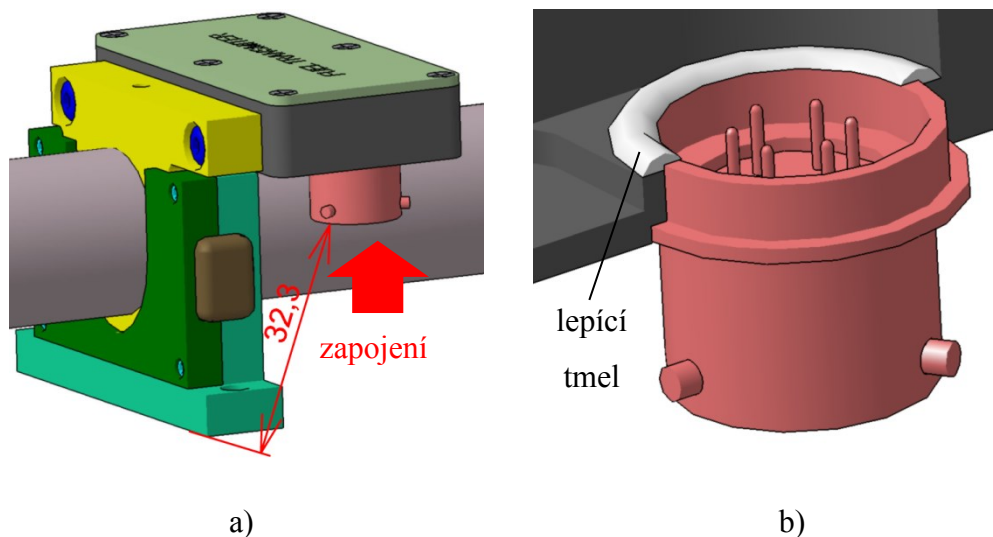
*Obr. 4.3: Konstrukce palivoměru – varianta č. 1*

Uchycení krytu elektroniky se soustřednými trubkami zajišťuje samozácvak realizovaný podle Obr. 4.4. Aby bylo možné jednoduše palivoměr odpojit, musí být vyfrézovány dvě poloviny, které budou obsahovat tlačítka s pružinami pro zasunutí zácvaku. Tyto vyfrézované poloviny jsou k sobě spojeny čtyřmi šrouby a tvoří tak prvek, který je pevně přišroubován k žebro integrovaného křídla. Princip uchycení je znázorněn na Obr. 4.4. Pro delší rozměry trubek kapacitního kondenzátoru je potřeba počítat se dvěma držáky.



*Obr. 4.4: Princip uchycení varianty č. 1*

Nevýhodou této varianty je zapojení protikusu konektoru, který se zde musí zapojovat zespodu ke krytu elektroniky, což je dost nepohodlné, protože pro zapojení je potřeba vyvinout určitou sílu. Muselo by se zde i zvolit jiné řešení protikusu pro konektor (zahnutý), protože prostor mezi žebrem a krytem elektroniky je nevyhovující (*Obr. 4.5 a*). Je potřeba zvolit opravdu velmi odolný lepicí tmel, aby zajistil pevnost i při extrémním namáhání konektoru (*Obr. 4.5 b*).

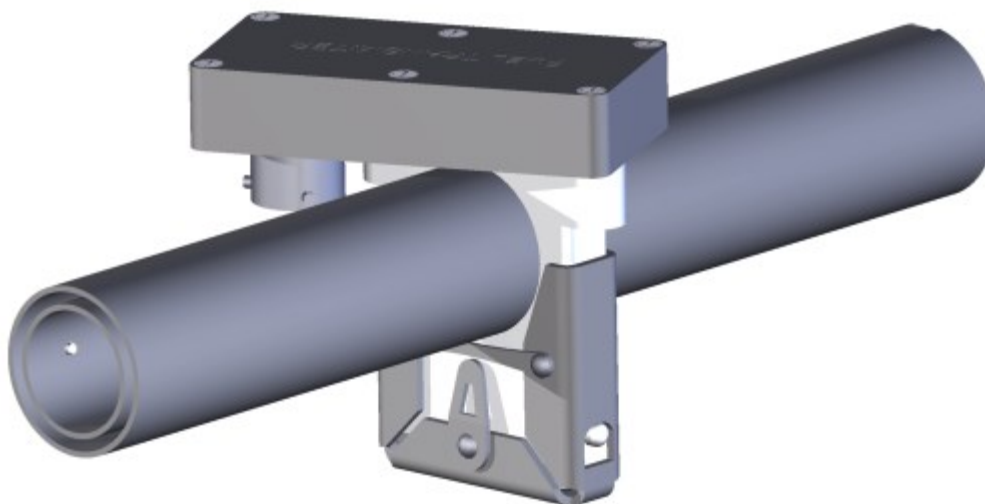


*Obr. 4.5: Nevýhody uchycení varianty č. 1: a) zapojení protikusu konektoru, b) přilepení konektoru*

#### 4.3.2 Varianta č. 2

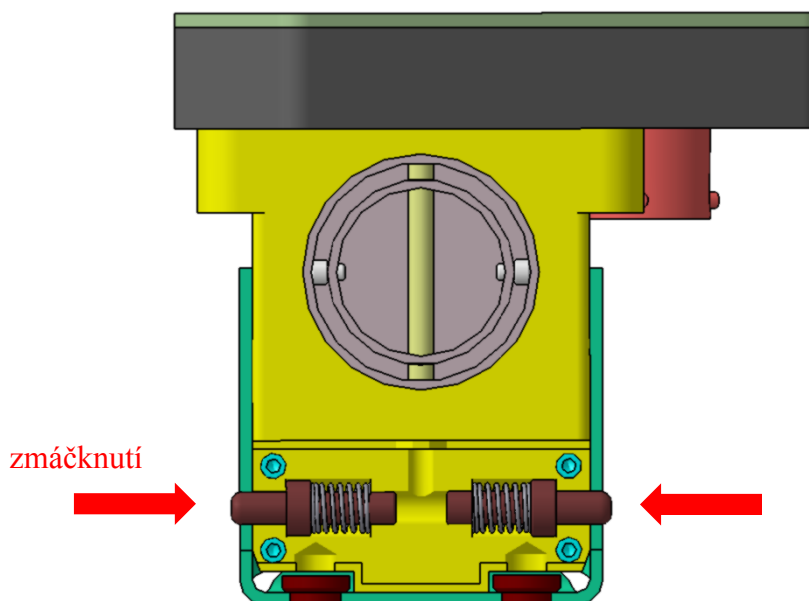
Typ a uchycení konektoru je stejné, jako u varianty č. 1. Úchyt trubkového kondenzátoru je pomocí elektricky nevodivé objímky s nalisovaným kolíkem, tak jako u předchozí varianty. Rozdíl je však v tom, že tato objímka je ve spodní polovině rozdělena na dvě části, které spojují čtyři šrouby (*Obr. 4.6*). Je tomu tak proto, že objímka v sobě obsahuje válcovité zácvaký na pružinách, které vymezují polohu objímky v držáku. Držák je proveden z ohýbaného plechu a zhruba v polovině je pro větší pevnost spojen na nanýťovaných členem. Tyto zácvaký zabraňují pohybu nevodivé objímky v držáku přichycenému k žebro křídla. K zatlumení případného pohybu jsou navíc na držáku přinýtovány předpružené prvky. Objímka je šikmě spojena s krytem elektroniky pomocí dvou šroubů tak, aby bylo možné zapojit protikus do konektoru. Držák je vybaven závitovými vložkami, aby jej bylo možné přichytit ke stěně žebra.





Obr. 4.6: Konstrukce palivoměru – varianta č. 2

Jednoduché odpojení palivoměru od držáku zajišťují již zmíněné válcovité držáky. Na držáku z ohnutého plechu je pod tímto zácvakem zvětšená plocha pro prst, aby bylo možné po zmáčknutí zácvaku nasměrovat objímku směrem nahoru.

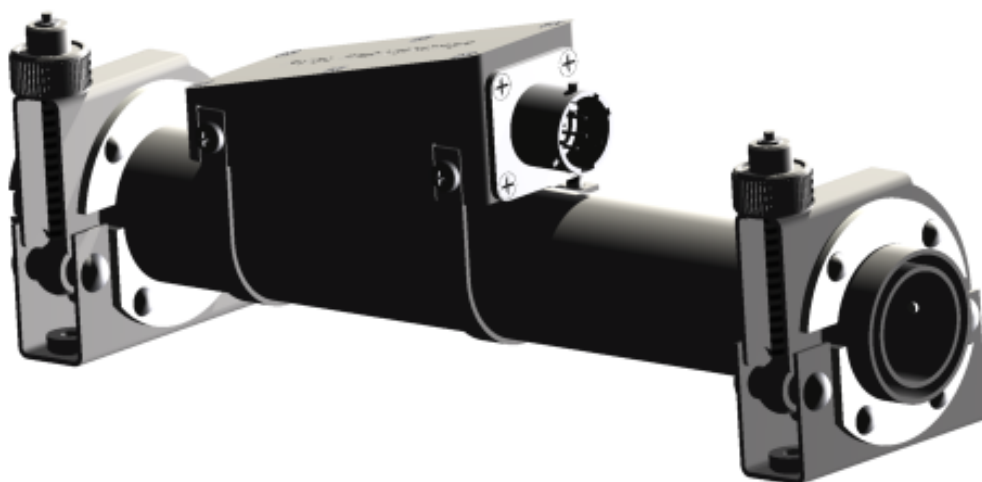


Obr. 4.7: Princip uchycení varianty č. 2

Tato varianta už zaručuje dostatečný prostor pro zapojení protikusu do konektoru, zůstává ale problém jeho směru zapojení zespodu. Optimální řešení je uchytit kryt elektroniky opačně. Musela by však být zachována možnost odšroubování poklopu krytu. To by znamenalo prodloužení elektricky nevodivé objímky kvůli dostatku místa pro díry na šroub. Tato varianta již není rozkreslena.

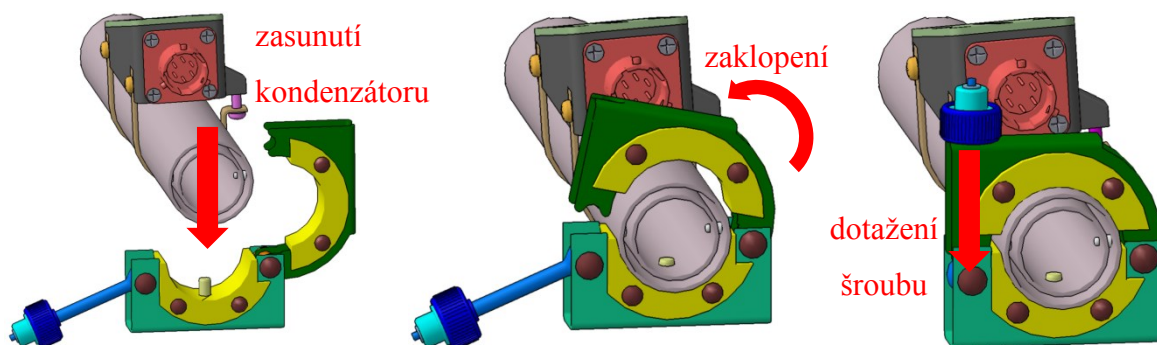
### 4.3.3 Varianta č. 3

Ve variantě č. 3 (Obr. 4.8) byl zvolen jiný typ konektoru, a to Amphenol 62GB-12H10-06P, který již není do krytu elektroniky lepen, ale je zde pěvně spojen čtyřmi šrouby. Toto řešení je z hlediska manipulování s konektorem vhodnější, než předchozí typy. Je však nutné počítat s větší opěrnou plochou, která je dána roztečí uchycovacích otvorů konektoru.



Obr. 4.8: Konstrukce palivoměru – varianta č. 3

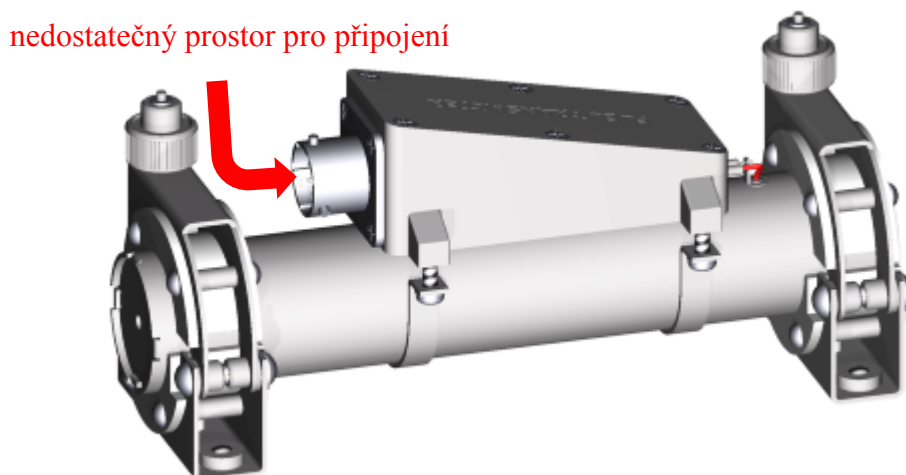
Kryt elektroniky je uchycen objímkami k trubkovému kondenzátoru nezávisle na držáku upevněném k žebrovanému křídla.



Obr. 4.9: Princip uchycení varianty č. 3

Držák tvoří dva díly z ohnutého plechu, které jsou navzájem uloženy na nýtu (Obr. 4.9). Celý systém je založen na dotahování šroubu přichyceném ke spodní pevné části. Dotahováním je horní plechový díl přitlačován silou dolů, který pak pevně svírá vnější trubku kondenzátoru. Oba plechové díly jsou vybaveny nevodivými vložkami, které jsou k nim pevně nanýtovány. V nevodivých vložkách je nalisován kolík zamezující

vzájemnému pootočení trubek kondenzátoru. Uchycení spodního dílu k žebro křídla je zajištěno nalisovanou závitovou vložkou a dotažením šroubů procházejících žebrem. Tato varianta je pro uvažovaný typ letounu vhodná. U letounů, kde se požadují menší délky trubek kondenzátorů (pod 150 mm) nastane problém s nedostatkem místa pro zapojení protikusu do konektoru (Obr. 4.10).

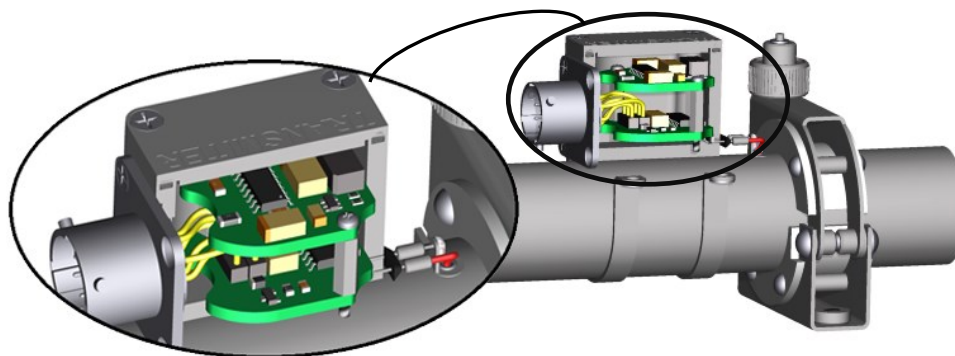


Obr. 4.10: Nedostatečný prostor pro zapojení protikusu konektoru u varianty č. 3

Řešením by bylo uchytit palivoměr pouze na jeden držák, to by však bylo z hlediska odolnosti proti působení vnějšího mechanického namáhání nevhodné. Proto bylo potřeba upravit kryt elektroniky tak, aby byla jeho délka co nejmenší při použití držáku z varianty č. 3. Úpravu krytu elektroniky popisuje varianta č. 4.

#### 4.3.4 Varianta č. 4

Z již uvedeného důvodu bylo potřeba zredukovat velikost a tvar krytu elektroniky. Byla využita podmíněná šířka a výška krytu na základě konektoru. Původní velikost (varianta č. 3) byla dána velikostí desky plošných spojů.



Obr. 4.11: Konstrukce krytu elektroniky ve variantě č. 4

Tuto desku však lze rozdělit na dvě poloviny, které mohou být uloženy nad sebou. Díky tomu bylo možné zmenšit délku krytu elektroniky o skoro polovinu, a tím tak získat prostor pro zapojení protikusu i při použití menších délek trubek kondenzátoru. Uspořádání desek plošných spojů a tvar krytu elektroniky je zobrazen v částečném řezu na *Obr. 4.11*.

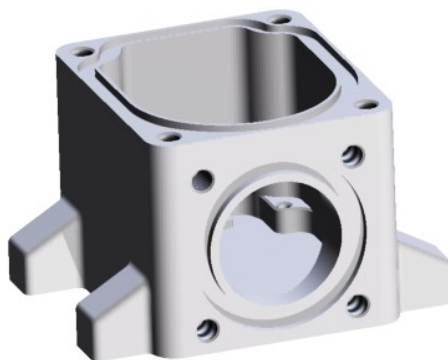
Z vytvořených variant byla zvolena varianta č. 4, která je v následujících krocích detailně popsána. Protože palivoměr bude sériově používán v různých typech letadel, je varianta č. 4 vhodná i pro poměrně dlouhé ale i krátké trubkové kondenzátory, kdy je nutné aplikovat uchycení pomocí dvou držáků.

## 4.4 Konstrukční návrh palivoměru – popis vybraného řešení

### 4.4.1 Kryt elektroniky

#### 4.4.1.1 Spodní část

Spodní část krytu elektroniky je vyfrézovaná součást z polotovaru 4 HR 50 ČSN 42 7520.9. Na základně prostředí, kde se bude kryt nacházet a použití v leteckém průmyslu [13] byla zvolena běžně používaná slitina hliníku, mědi a hořčíku s označením podle normy ČSN EN 573-3 jako EN AW-2024 [6]. Tento materiál zaručuje dostatečnou odolnost pro zvolenou konstrukci.

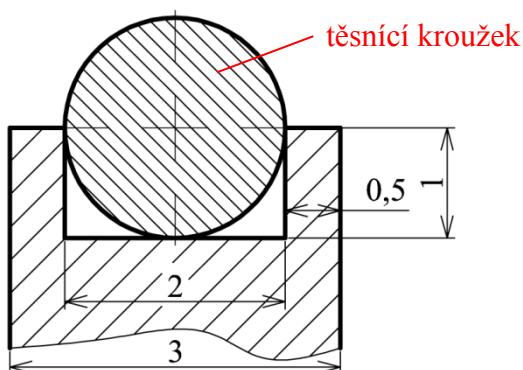


*Obr. 4.12: Spodní část krytu elektroniky*

Tloušťka stěny spodní části krytu elektroniky je 3 mm, tato minimální tloušťka je dána dle [5]. Pro možné uchycení krytu k trubkovému kapacitnímu kondenzátoru musí být po stranách čtyři žebra s otvory se závity M3, který bude dotahovat objímku na trubkovém kondenzátoru. Všechny díry, vytvořené v krytu elektroniky, nesmí být průchozí směrem od paliva ke vnitřnímu prostoru, kde se nachází elektronika, protože šroubové spojení nedokáže zajistit dostatečnou těsnost.

K uchycení konektoru Amphenol 62GB-12H10-06P jsou na čelní straně vyvrtány čtyři neprůchozí díry pro šrouby M2,5. Čtyři neprůchozí díry, o stejném rozměru, jsou rovněž na horní ploše krytu kvůli uchycení poklopu.

Jak již bylo zmíněno, šroubové spojení nezajistí dostatečnou těsnost v závitech, bylo proto potřeba vyfrézovat drážku pro kruhové těsnění. Tato drážka je jak na ploše pro uchycení konektoru, tak i na ploše pro přišroubování poklopu krytu. Rozměry drážky, která také podléhá [6], jsou uvedeny na *Obr. 4.13*.

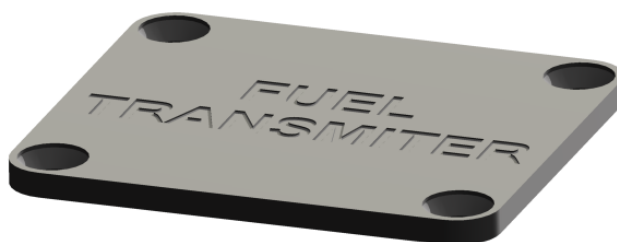


*Obr. 4.13: Velikost drážky pro těsnicí kroužek*

Spodní část krytu elektroniky je také ve vnitřním prostoru vybavena dvěma výstupky s díry se závity pro šroub M1,6, které slouží k pevnému přišroubování desek plošných spojů.

#### 4.4.1.2 Poklop

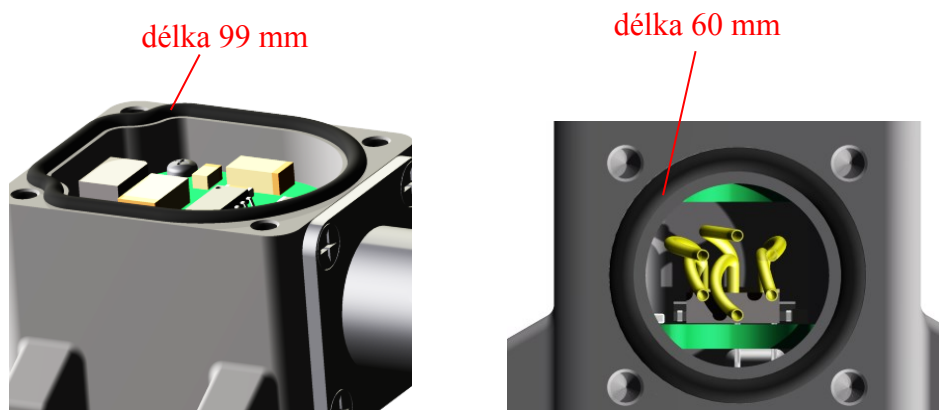
Poklop krytu elektroniky je frézovaná součást z plechu P3,5 - 40 x 50 ČSN EN 485-4 o stejném materiálovém složení jako spodní část, tedy EN AW-2024 [6]. Na poklopu jsou vytvořeny díry pro zapuštění hlavy šroubu ČSN EN ISO 7046-2 H M2,5x8.



*Obr. 4.14: Poklop krytu elektroniky*

#### 4.4.1.3 Těsnění

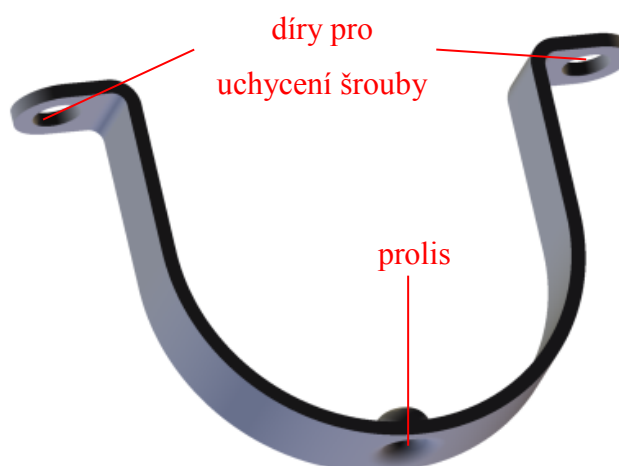
Zatěsnění krytu elektroniky u spojených částí s konektorem a poklopem je realizováno pomocí těsnícího prvku o kruhovém průměru 2 mm vyrobeného z odolné silikonové pryže GP 60 W, která má pracovní teplotu v rozmezí  $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$  až  $+230\text{ }^{\circ}\text{C}$  [16]. Délky obou těsnících prvků jsou uvedeny v *Obr. 4.15*.



*Obr. 4.15: Délky těsnících prvků kruhového průřezu*

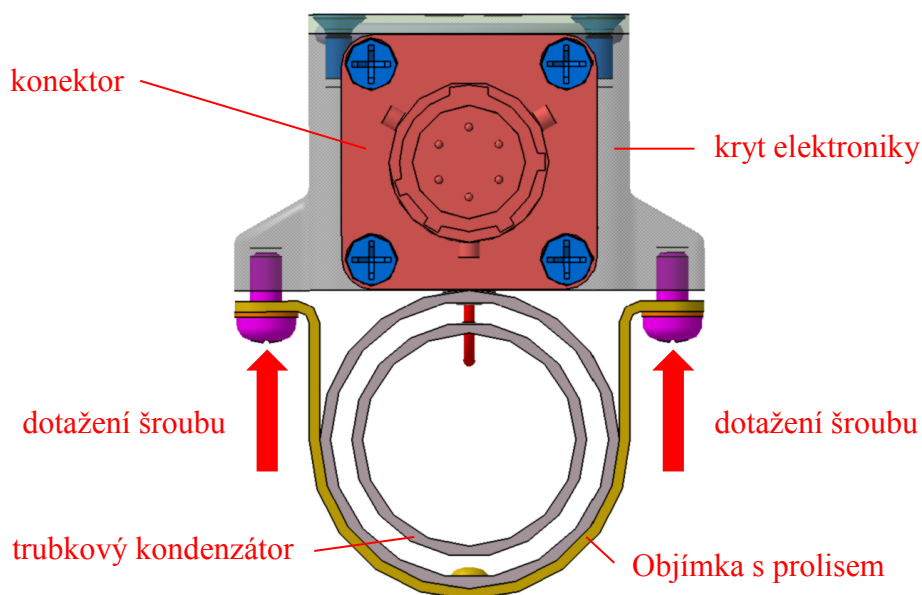
#### 4.4.2 Uchycení krytu elektroniky ke kondenzátoru

Uchycení krytu elektroniky k trubkovému kondenzátoru je řešeno pomocí svěrného spojení mezi objímkou a vnější trubicí. Objímka je vyrobena z plechu o tloušťce 1 mm s označením P 1 - 6 x 90 ČSN EN 485-4. Materiál pro objímku byl zvolen EN AW-2024 [6]. Šířka objímky je vhodně pevnostně zvolena na 6 mm. Na jejích koncích jsou otvory pro šroub M3 k uchycení ke krytu. K pevnému uchycení jsou použity dvě objímky.



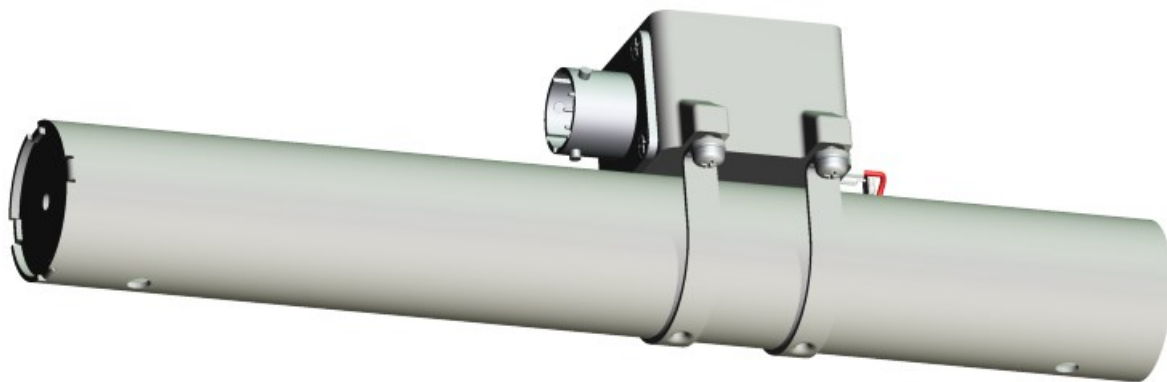
*Obr. 4.16: Objímka pro přichycení krytu elektroniky*

Pro zabránění pootočení a posuvu krytu elektroniky na trubce je objímka ve svém středu vybavena nepatrným prolisem (Obr. 4.16), který je nasunut do předem připravené díry ve vnější trubce kondenzátoru. Svěrný spoj je tak rozdělen do dvou ploch objímky na každé straně od prolisu, které se musí dotahovat oběma šrouby ke krytu elektroniky, o který se vnější trubka opírá (Obr. 4.17).



Obr. 4.17: Princip uchycení krytu elektroniky

Kryt elektroniky, konektor, trubkový kondenzátor, objímky pro uchycení a další konstrukční prvky dané zadavatelem, tvoří jednu pevnou sestavu, se kterou je možné po odpojení od držáků (pevná část přišroubovaná k žebro křídla) libovolně manipulovat. Tato pevná sestava je zobrazena na Obr. 4.18 (délka trubek kondenzátoru je individuální).

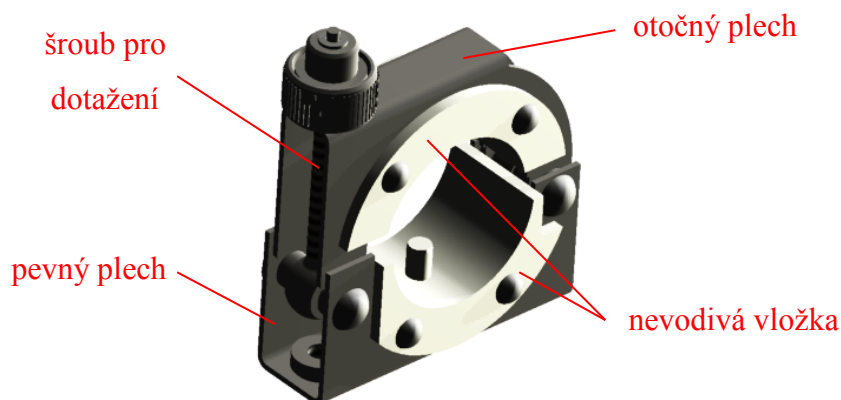


Obr. 4.18: Vyjímatelná sestava vysílače paliva



#### 4.4.3 Pevný držák palivoměru

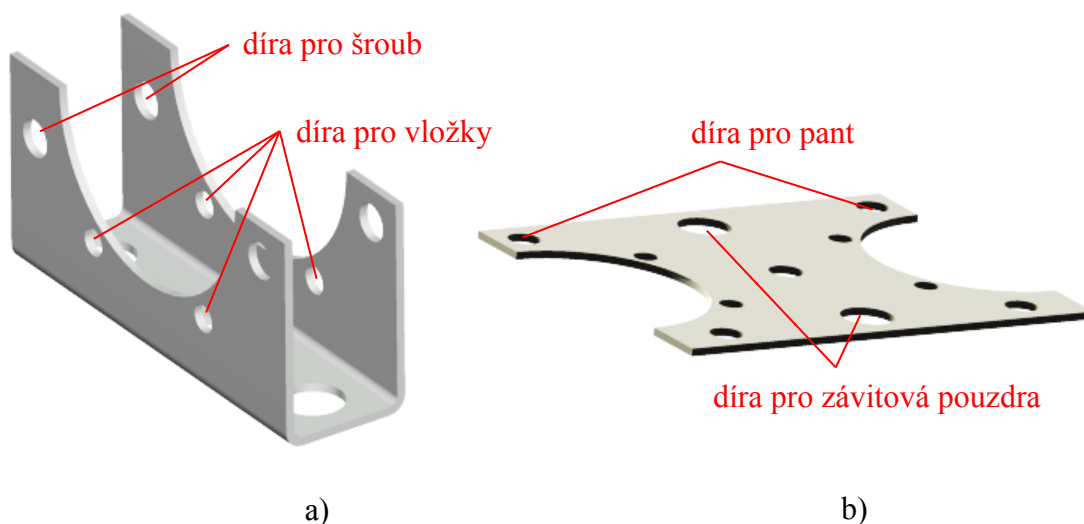
Princip uchycení palivoměru do pevného držáku je popsán v 4.3.3. Držáky se skládají ze čtyř hlavních komponent, a to pevný plech, otočný plech, elektricky nevodivé vložky a šroubu (*Obr. 4.19*).



*Obr. 4.19: Komponenty pevného držáku*

##### 4.4.3.1 Pevný plech držáku

Tato součást je vyrobena z ohnutého plechového profilu o tloušťce 1 mm (P 1 - 55 x 65 ČSN EN 485-4). Plech musí mít vhodné materiálové vlastnosti pro použití v leteckém průmyslu, byl proto zvolen stejný materiál jako u krytu elektroniky a objímky s označením EN AW-2024 [6].



*Obr. 4.20: Konstrukce pevného plechu držáku: a) ohnutý tvar, b) rozvinutý tvar*

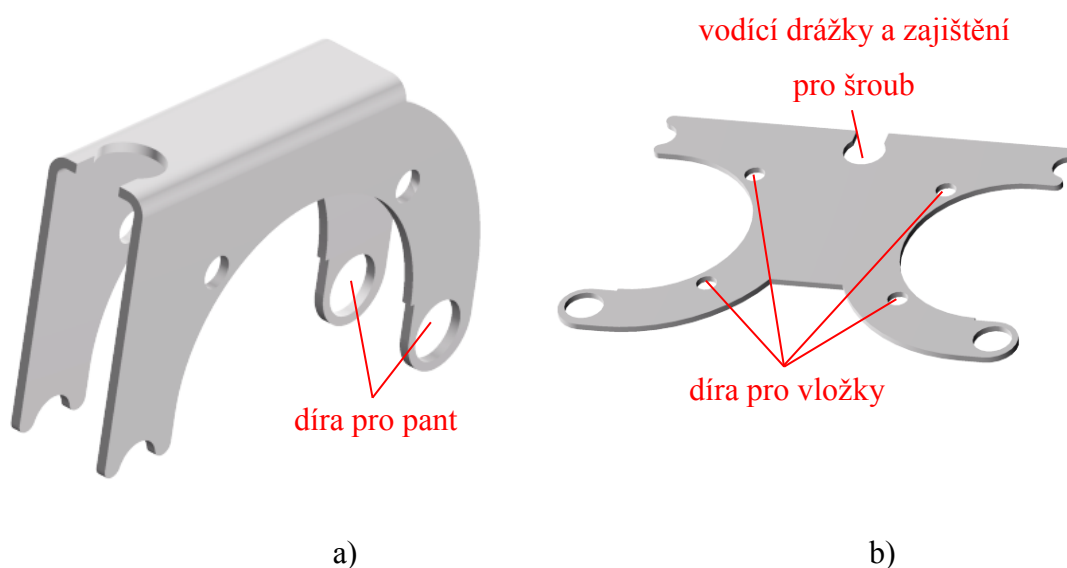
Z hlediska uchycení pevného plechu k žebro nacházejícím se v integrovaném křídle letadla musí být do plechu ještě v rozvinutém tvaru vytvořeny dvě díry pro nalisování



závitových pouzder pro šrouby procházející skrz žebro. Je nutné, aby byl plech také opatřen dírami pro kloubové (pant) zanátyování [17] s otočným plechem, dále pro zanátyování šroubu [17], který celou sestavu pevného držáku dotahuje (4.3.3), pro nanátyování [17] elektricky nevodivých vložek a nalisovaný kolík (Obr. 4.20).

#### 4.4.3.2 Otočný plech držáku

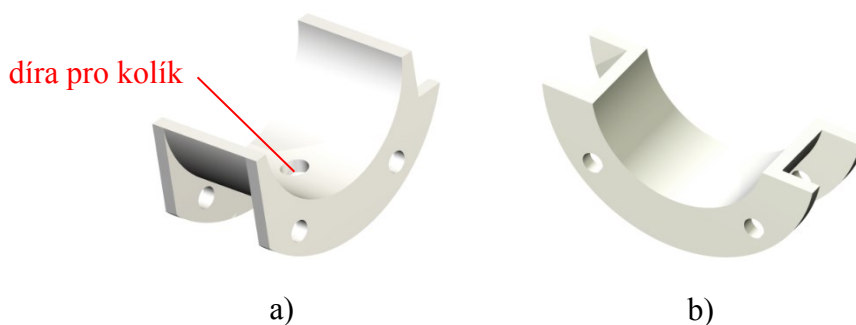
Otočný plech držáku je vyroben z ohnutého plechu P 1 - 55 x 70 ČSN EN 485-4. Materiál EN AW-2024 [6] je totožný jako u pevného plechu držáku (4.4.3.1). Vytvořené díry jsou také odpovídající pevnému plechu, ale s tím rozdílem, že je na horní ploše vytvarovaná drážka pro šroub a otvor zamezující vysunutí hlavy utaženého šroubu.



Obr. 4.21: Konstrukce otočného plechu držáku: a) ohnutý tvar, b) rozvinutý tvar

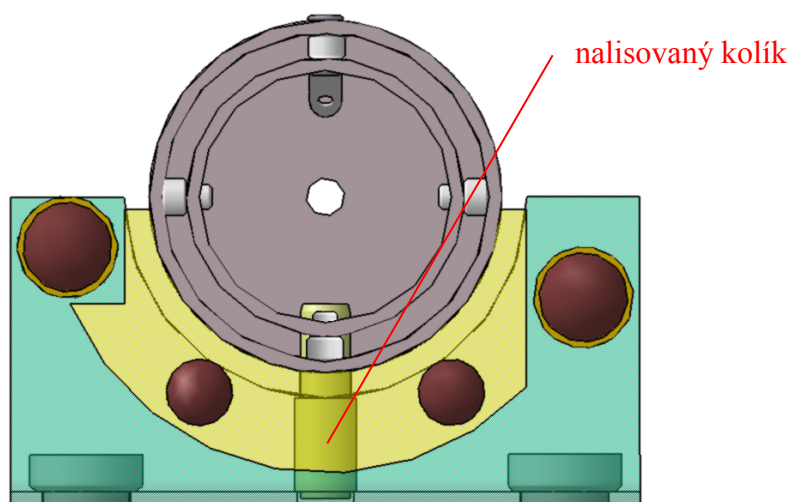
#### 4.4.3.3 Elektricky nevodivé vložky

Držák musí být vybaven na styku kapacitního trubkového kondenzátoru a držáku spojeného s žebrem v křídle elektricky nevodivým materiálem, aby byla soustava palivoměru elektricky izolována od kostry křídla letounu.



Obr. 4.22: Konstrukce el. nevodivé vložky: a) pro pevný plech, b) pro otočný plech

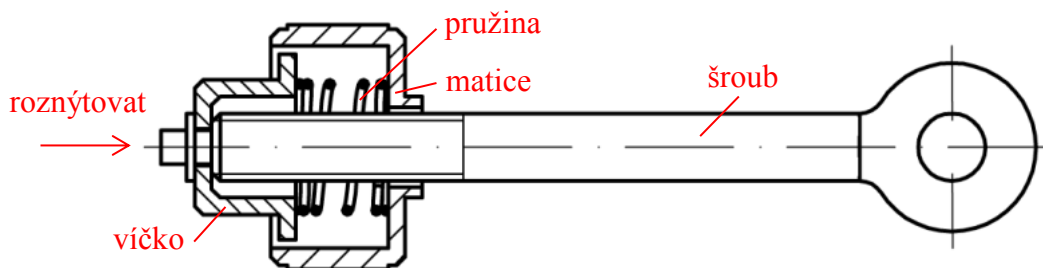
K tomuto účelu je držák vybaven nanýťovanými [17] vložkami (*Obr. 4.22*) k oběma plechovým polovinám. Jako vhodný materiál pro polotovar  $\phi 50$  ČSN 64 3070 (vložka pro pevný plech držáku) a  $\phi 50$  ČSN 64 3070 (vložka pro otočný plech držáku), vyhovující okolním vlivům prostředí, byl zvolen polytetrafluoretylen (PTFE) neboli teflon [18], z kterého jsou vložky vyfrézovány. Tento materiál vykazuje dostatečnou teplotní odolnost od  $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$  do  $+260\text{ }^{\circ}\text{C}$ , vynikající chemickou odolnost a výborné dielektrické vlastnosti [18]. Na teflonové vložce patřící spodnímu pevnému plechu musí být kromě otvorů pro průchozí nýty [17] také otvor pro nalisování kolíku. Takto nalisovaný kolík (*Obr. 4.23*) pak zabraňuje vzájemnému pootočení trubek kondenzátoru a vymezuje přesnou polohu pro uchycení.



*Obr. 4.23: Nalisovaný kolík v teflonové vložce*

#### 4.4.4 Šroub držáku

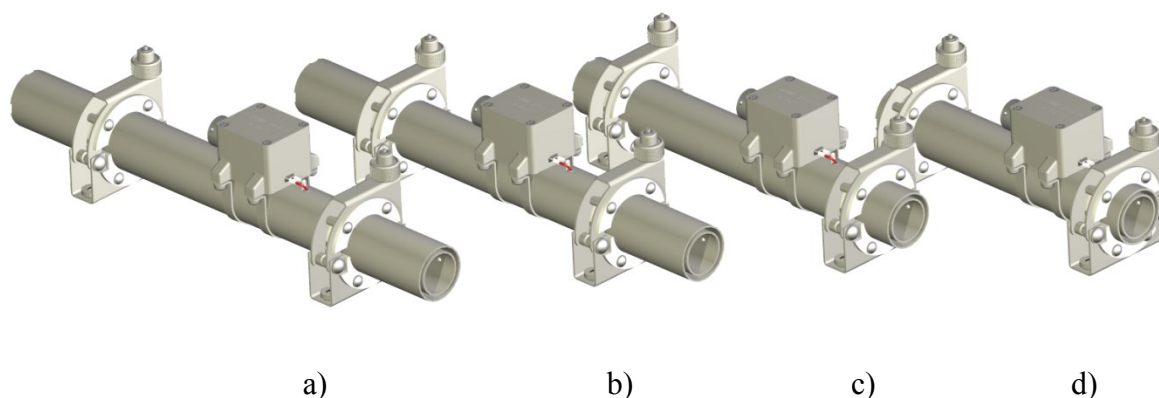
Konstrukce šroubu je uzpůsobena tak, aby jej bylo možné po odšroubování vyklopit na pantu tvořícím nýtové spojení. Sestava šroubu se skládá z válcového profilu se závitem M4 v dolní části s okem pro provlečení nýtem. Na šroubu je našroubována matice, která bude celou sestavu držáku dotahovat (*Obr. 4.24*).



*Obr. 4.24: Sestava šroubu držáku*

Ve spodní části je matice odsazena, aby nedocházelo k posouvání po horní ploše otočném plechu držáku. Sestava šroubu musí být vybavena i pružinou, která bude svým stlačením vytvářet odpor proti samovolnému povolení matice. Tato pružina je k matici přitlačována válcovitým víčkem, které je ke šroubu pevně přinýtováno. Řez sestavou šroubu je znázorněn na *Obr. 4.24*. Materiál šroubu, matice, pružiny a víčka je konstrukční ocel třídy 11 500.05 (se zinkovou povrchovou ochranou) [19].

Výsledná vizualizace všech čtyř vysílačů paliva o různých délkách trubkových kondenzátorů podle *Tab. 4.1* včetně jejich držáků je zobrazena na *Obr. 4.25*.



*Obr. 4.25: Palivoměry pro použití v zadaném křídle letounu: a) pro žebro č. 0, b) pro žebro č. 2, c) pro žebro č. 6 d) pro žebro č. 9*

Podrobný rozpis konstrukčních provedení, materiálů, výrobních tolerancí a uložení je zobrazen na výrobních výkresech jednotlivých součástí a výkresech sestavení (*Příloha B, Příloha C, Příloha D*).

## 5. Kontrola konstrukčních uzlů

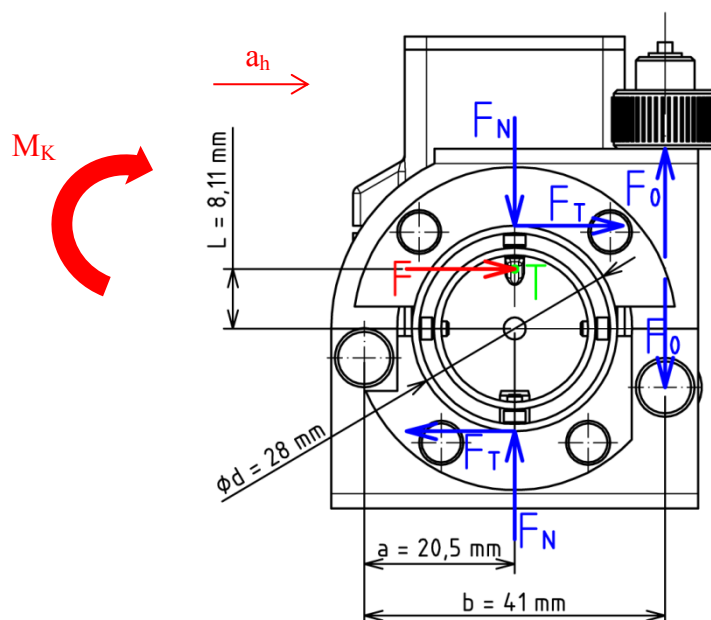
V této kapitole byly pevnostně zkontrolovány nejdůležitější uzly vybraného konstrukčního řešení. Celá sestava musí podléhat normě RTCA/DO-160G [3], proto pro kontrolní výpočty bude uvažováno, že je celá soustava zatěžována havarijními rázy se zrychlením  $a_h = 150 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  [3].

### 5.1 Pevnostní kontrola šroubu dotahující držák

Rozložení dotykového tlaku je u jednostranně rozříznutého náboje velmi složité. Bude proto uvažováno se zjednodušeným modelem, kde po zatažení matice na šroubu dojde ke kontaktu trubek kondenzátoru s el. nevodivou vložkou jen ve dvou přímkách podle Obr. 5.1. Osová síla šroubu bude zjištěna pro tři krajní případy možného působení havarijních rázů se zrychlením  $a_h = 150 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  [3]. Pro pevnostní kontrolu šroubu bude použita největší osová síla pro jednotlivé směry působení zrychlení.

Je uvažováno, že při havarijních rázech bude tendence pohybu palivoměru způsobena vlastní vahou.

#### 5.1.1 Směr zrychlení vyvolávající krouticí moment



Obr. 5.1: Schéma směru zrychlení vyvolávající krouticí moment

## 5.1.1.1 Zatěžující síla

Hmotnost zatěžující svěrný spoj držáku s trubkovým kondenzátorem (Obr. 4.18)  $m = 0,235$  kg byla zjištěna pomocí vybrané konstrukce v 3D softwaru (Autodesk Inventor 2012). Na základně zjištěné hmotnosti byla určena zažehující síla  $F$  (Obr. 5.1) tohoto spoje vyvolaná havarijnými rázy se zrychlením  $a_h$ :

$$F = m \cdot a_h = 0,235 \cdot 150 = 35,250 \text{ [N]} \quad (5.1)$$

## 5.1.1.2 Přenesený kroutící moment jedním držákem

Protože se v sestavě nachází dva držáky pro uchycení svěrným spojem, bude dále pracováno pouze s poloviční silou  $F$ . Odpovídající kroutící moment  $M_k$  pro takto určenou sílu, která působí na rameni  $L = 8,11$  mm, je dán vztahem:

$$M_k = \frac{F}{2} \cdot L = \frac{35,250}{2} \cdot 8,11 \cdot 10^{-3} = 0,143 \text{ [Nm]} \quad (5.2)$$

## 5.1.1.3 Potřebný třecí moment jednoho držáku

Potřebný třecí moment  $M_T$  pro držákem přenesený kroutící moment  $M_k$  udává vztah:

$$M_T = k \cdot M_k = 2,5 \cdot 0,143 = 0,358 \text{ [Nm]} \quad (5.3)$$

$k$  je bezpečnost proti prokluzu třecího spojení (zvoleno  $k = 2,5$ ) [-]

Tuto rovnici lze dále rozepsat do tvaru:

$$\begin{aligned} F_{T1} \cdot d &= M_T \\ F_{N1} \cdot f_s \cdot d &= M_T \end{aligned} \quad (5.4)$$

$f_s$  je součinitel smykového tření na válcové ploše při rovnoměrném rozložení měrného tlaku [-]

$f_s = \frac{2}{\pi} \cdot f$ , kde  $f$  je součinitel tření (u PTFE je velmi nízký, pro PTFE-dural je  $f = 0,07 \div 0,1$ ) [-] [19]

$d$  je průměr vnější trubky kondenzátoru  $d$  [mm]

$F_{N1}$  je normálová síla působící kolmo k síle třecí  $F_T$  [N]

## 5.1.1.4 Normálová síla vyvolaná držákem

Po úpravě vzorce (5.4) a dosazením rozměrů z *Obr. 5.1* je získán vztah pro určení normálové síly  $F_{N1}$ :

$$F_{N1} = \frac{2 \cdot M_T}{\pi \cdot f \cdot d} = \frac{2 \cdot 0,358}{\pi \cdot 0,1 \cdot 28 \cdot 10^{-3}} = 81,396 \text{ [N]} \quad (5.5)$$

## 5.1.1.5 Výpočet osově síly šroubu

Konstrukční řešení držáku je provedeno pomocí výstředně umístěného šroubu, proto osová síla  $F_0'$ , kterou musí pro dotažení vyvinout, se určí ze vztahu:

$$F_0' \cdot b = F_{N1} \cdot a \Rightarrow F_0' = \frac{F_{N1} \cdot a}{b} = \frac{81,396 \cdot 20,5 \cdot 10^{-3}}{41 \cdot 10^{-3}} = 40,698 \text{ [N]} \quad (5.6)$$

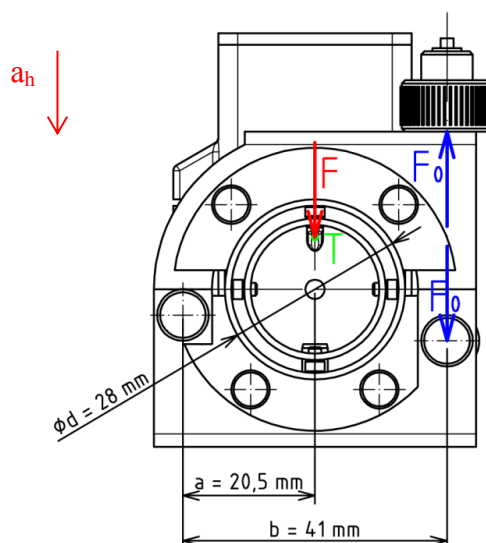
$a$  je vzdálenost osy pantu od středu kondenzátoru (*Obr. 5.1*) [mm]

$b$  je vzdálenost osy pantu od osy šroubu (*Obr. 5.1*) [mm]

Protože jde o zjednodušený výpočet svěrného spoje, nebude celková osová síla šroubu  $F_0$  zmenšena o sílu potřebnou k deformaci náboje [21], v tomto případě bude pro osovou sílu šroubu  $F_{0I}$  platit:

$$F_{0I} = F_0' = 40,698 \text{ [N]} \quad (5.7)$$

## 5.1.2 Směr zrychlení vyvolávající posunutí v ose šroubu

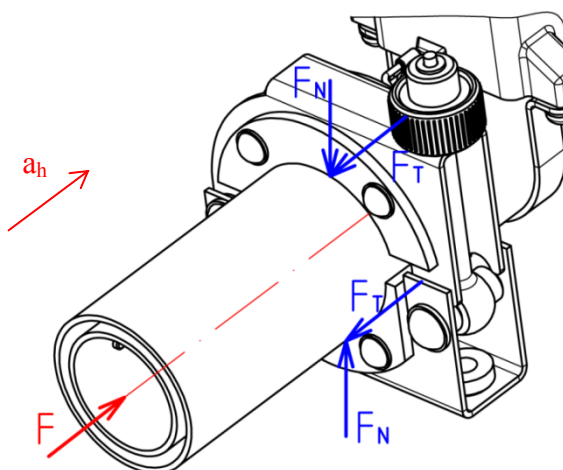


*Obr. 5.2: Schéma směru zrychlení vyvolávající posunutí v ose šroubu*

Postup výpočtu zatěžující síly včetně výsledků je totožný jako u 5.1.1.1. K získání osové síly šroubu  $F_{02}$  je nutné tuto zatěžující sílu podělit dvěma, protože sestava obsahuje dva držáky (Obr. 4.25), kde je každý vybaven jedním dotahovacím šroubem. V tomto případě tak platí:

$$F_{02} = \frac{F}{2} = \frac{35,250}{2} = 17,625 \text{ [N]} \quad (5.8)$$

### 5.1.3 Směr zrychlení vyvolávající posunutí v ose kondenzátoru



Obr. 5.3: Schéma směru zrychlení vyvolávající posunutí v ose kondenzátoru

Velikost zatěžující síly je také určena jako u 5.1.1.1. Z Obr. 5.3 je patrné, že třecí síla  $F_{T3}$  musí být poloviční (dva držáky) jako zatěžující síla  $F$ . Pro vztah mezi normálovou silou  $F_{N3}$  a silou třecí platí obecný vztah:

$$F_{N3} \cdot f \geq F_{T3} \cdot k \Rightarrow F_{N3} = \frac{\frac{F}{2} \cdot k}{f} = \frac{\frac{35,250}{2} \cdot 2,5}{0,1} = 440,625 \text{ [N]} \quad (5.9)$$

Osová síla  $F_{03}$  pro zrychlení působící v ose trubkového kondenzátoru musí být stejná jako vypočítaná normálová síla  $F_{N3}$ .

$$F_{03} = F_{N3} = 440,625 \text{ [N]} \quad (5.10)$$

Ze všech tří hlavních směrů havarijních rázů se zrychlením  $a_h = 150 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  je zřejmé, že největší síla, která bude působit v ose šroubu, je v případě rovnoběžného směru zrychlení s osou trubkového kondenzátoru (5.1.3). Osová síla pro pevnostní kontrolu šroubu je  $F_0 = F_{03} = 440,625 \text{ N}$ .

### 5.1.4 Kontrola rozměru šroubu

Šroub bude kontrolován pro osovou sílu  $F_0 = 440,625 \text{ N}$  (5.1.3). Rozměr šroubu M4x0,5 byl zvolen s ohledem na konstrukčně rozměrové provedení pevného držáku vysílače paliva. Materiál šroubu je 11 500.05 [19].

#### 5.1.4.1 Úhel stoupání závitu

$$\gamma = \arctan\left(\frac{P_h}{\pi \cdot d_2}\right) = \arctan\left(\frac{0,5}{\pi \cdot 3,675}\right) = 2,480 \text{ [}^\circ\text{]} \quad (5.11)$$

$P_h$  je rozteč závitu [mm]

$d_2$  je střední průměr závitu šroubu [mm]

#### 5.1.4.2 Úhel tření v závitové drážce

$$\varphi' = \arctan\left(\frac{f_z}{\cos\frac{\beta}{2}}\right) = \arctan\left(\frac{0,17}{\cos\frac{60}{2}}\right) = 11,106 \text{ [}^\circ\text{]} \quad (5.12)$$

$f_z$  je součinitel tření mat. v závitech (pro ocel - ocel  $f_z = 0,15 \div 0,20$ ) [-] [20]

$\beta$  je vrcholový úhel závitu (pro metrický závit  $\beta = 60^\circ$ ) [°] [20]

#### 5.1.4.3 Namáhání šroubu v tahu

$$\sigma_t = \frac{F_0}{\frac{\pi \cdot d_3^2}{4}} = \frac{440,625}{\frac{\pi \cdot 3,387^2}{4}} = 48,905 \text{ [MPa]} \quad (5.13)$$

$d_3$  je průměr jádra šroubu [mm]

#### 5.1.4.4 Namáhání šroubu v krutu

$$\begin{aligned} \tau &= \frac{M_z}{W_k} = \frac{F_0 \cdot \frac{d_2}{2} \cdot \tan(\gamma + \varphi')}{\frac{\pi \cdot d_3^3}{16}} = \\ &= \frac{440,625 \cdot \frac{3,675}{2} \cdot \tan(2,480 + 11,106)}{\frac{\pi \cdot 3,387^3}{16}} = 80,573 \text{ [MPa]} \end{aligned} \quad (5.14)$$



$M_z$  je třecí odpor kladený závitem šroubu proti otáčející se matici [Nm]

$W_k$  je průřezový modul v krutu [mm<sup>3</sup>]

#### 5.1.4.5 Redukované napětí podle H-M-H hypotézy [21]

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_t^2 + 3 \cdot \tau^2} = \sqrt{48,905^2 + 3 \cdot 80,573^2} = 147,877 \text{ [MPa]} \quad (5.15)$$

#### 5.1.4.6 Určení statické bezpečnosti vzhledem k mezi kluzu

$$k_s = \frac{Re_{min}}{\sigma_{red}} = \frac{295}{147,878} \doteq \quad (5.16)$$

$Re_{min}$  je mez kluzu pro mat. šroubu (pro 11 500.05  $Re_{min} = 295$  MPa) [MPa] [19]

I přesto, že je tato bezpečnost vyhovující, je celé svěrné spojení ještě zajištěno nalisovaným kolíkem, čímž se výsledná bezpečnost zvýší (*Obr. 4.23*).

#### 5.1.4.7 Výška matice u dotahovacího šroubu

Při výpočtu minimální výšky matice je vycházeno z kontroly měrného tlaku v závitech. Celou úlohu lze zjednodušit tak, že je předpokládána rovnoměrně rozložená osová síla  $F_0$  na všechny závity matice.

#### 5.1.4.8 Potřebný počet závitů

$$z \geq \frac{F_0}{\pi \cdot d_2 \cdot H_1 \cdot p_D} \quad (5.17)$$

$H_1$  je nosná hloubka závitu [mm]

$p_D$  je dovolený měrný tlak (pro 11 500.05 je  $p_D = 25$  MPa) [MPa] [19]

#### 5.1.4.9 Nosná hloubka závitu

$$H_1 = \frac{d - D_1}{2} = \frac{4 - 3,387}{2} = 0,307 \text{ [mm]} \quad (5.18)$$

$d$  je průměr šroubu [mm]

$D_1$  je malý průměr závitu [mm]

$$z \geq \frac{F_0}{\pi \cdot d_2 \cdot H_1 \cdot p_D} = \frac{440,625}{\pi \cdot 3,675 \cdot 0,307 \cdot 25} = 4,973 \text{ [-]} \quad (5.19)$$

Výška matice se tedy vypočítá ze vztahu:

$$h_M = z \cdot P = 4,973 \cdot 0,5 = 2,487 \text{ [mm]} \quad (5.20)$$

V konstrukčním provedení byla výška matice zaokrouhlena na 2,5 mm.

## 5.2 Pevnostní kontrola dotahující objímky

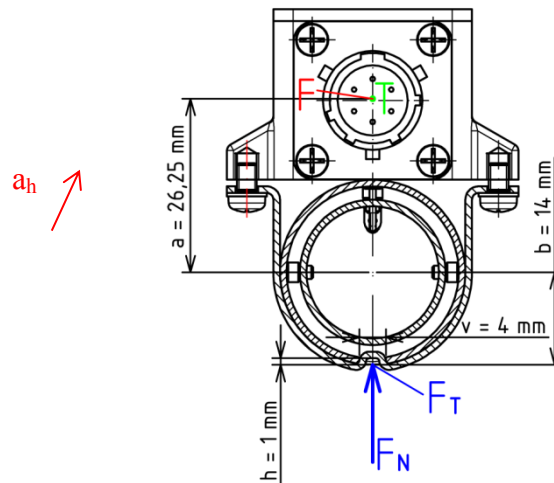
Opět je uvažováno, že při havarijních rázech bude jakýkoliv pohyb palivoměru způsoben vlastní vahou.

Analogicky byl podle 5.1 zvolen směr havarijních rázů se zrychlením ve směru osy trubkového kondenzátoru (*Obr. 5.3*). Do protipohybu tohoto zrychlení působí na objímce třecí síla, která musí zabránit pohybu kondenzátoru ve směru zrychlení. Pro výpočet zatěžující síly bylo potřeba zjistit hmotnost sestavy krytu elektroniky, která má být k trubkovému kondenzátoru přichycena. Tato hmotnost byla určena programem Autodesk Inventor 2012, takže  $m = 0,06 \text{ kg}$ . Zjednodušený vztah pro zatěžující sílu má tvar:

$$F = m \cdot a_h = 0,06 \cdot 150 = 9 \text{ [N]} \quad (5.21)$$

### 5.2.1 Kontrola svěrného spoje

Svěrný spoj způsobený objímkou je kontrolován pomocí tlaku v prolisu na objímce. Bylo zvoleno toto řešení, protože jde o krajní případ, kdy dotyková plocha objímky s trubkovým kondenzátorem bude pouze na tomto prolisu. Tento případ v praxi nenastane, ale pro výpočet je potřeba uvažovat s maximální možnou silou sevření.



Obr. 5.4: Schéma sevření objímky vyvolávající posunutí v ose kondenzátoru

#### 5.2.1.1 Kontrola měrného tlaku

Tlak vyvolaný dotažením šroubů u objímky, který působí pouze na prolisu objímky, je dán vztahem:

$$p = \frac{F_T}{S} \leq p_{Dt} \text{ [MPa]} \quad (5.22)$$

$F_T$  je třecí síla působící proti zatěžující síle  $F$  [N]

$S$  je plocha průřezu styku prolisu s kondenzátorem,  $S = h \cdot v$  (Obr. 5.4) [m<sup>2</sup>]

$p_{Dt}$  je dovolený měrný tlak objímky, v tomto případě se jedná o pevné spojení s možností mikroposuvů (pro mat. EN AW-2024  $p_{Dt} = 55$  MPa) [19]

Třecí síla  $F_T$  je totožná jako zatěžující síla  $F$  zvětšená o bezpečnost proti prokluzu třecího spojení. Musí být ovšem podělena dvěma (dvě objímky):

$$F_T = \frac{F}{2} \cdot k = \frac{9}{2} \cdot 2,5 = 11,25 \text{ [N]} \quad (5.23)$$

Kontrola na otlacení tedy po dosazení bude mít podobu:

$$p = \frac{F_T}{h \cdot v} \leq p_{Dt} \quad (5.24)$$

$$p = \frac{11,25}{1 \cdot 4} \leq 55$$

$$2,813 < 55 \text{ [MPa]} \Rightarrow \text{vyhovuje}$$

#### 5.2.1.2 Síla v ose šroubu

Osová síla šroubu  $F_0$  bude v tomto případě rovna polovině normálové síly  $F_N$  (dva šrouby), která se určí z následujícího vztahu:

$$F_N \cdot f \geq F_T \Rightarrow F_N = \frac{F_T}{f} = \frac{11,25}{0,13} = 84,615 \text{ [N]} \quad (5.25)$$

$$F_0 = \frac{F_N}{2} = 42,308 \text{ [N]}$$

$f$  je součinitel tření mezi objímkou (EN AW-2024) a trubkovým kondenzátorem (EN AW-2024), zvoleno  $f = 0,13$  [-] [19]

### 5.2.2 Pevnostní kontrola šroubu objímky

Velikost šroubů byla zvolena na M3x0,5 z materiálu 11 500.05. Pevnostní kontrola byla provedena analogicky podle 5.1.4. Pro výpočet byla použita osová síla  $F_0 = 42,308 \text{ N}$ . Výsledná bezpečnost  $k_s$  svěrného spojení objímky s trubicí kondenzátoru je dána:

$$k_s = \frac{R_{e_{\min}}}{\sigma_{red}} = \frac{295}{12,050} = 24,481 \text{ [-]} \quad (5.26)$$

Tato bezpečnost je značně velká, proto návrh šroubu je jednoznačně dostačující.

## 5.3 Kontrola krytu elektroniky

Při kontrole krytu elektroniky bylo vycházeno z [5], který předepisuje vlastnosti a zkoušení součástí umístěných ve výbušných atmosférách. Při takovýchto zkouškách je testováno, zda dokáže navržený kryt elektroniky zajistit dostatečnou pevnost a těsnost. Průběh zkoušky je takový, že vnitřní prostor je naplněn předepsanou směsí plynů [5] a vytváří se nucený výbuch způsobený zkratem některé z elektronických součástí. Výstupními parametry vynuceného výbuchu při zkouškách, které budou při kontrole krytu elektroniky uvažovány, byly zadavatelem stanoveny takto:

- tlak uvnitř krytu elektroniky  $p_V = 1 \text{ MPa}$
- maximální nárazová teplota uvnitř krytu elektroniky  $t_V = 225 \text{ °C}$

Po dohodě se zadavatelem nebyl experimentálně simulován průběh teplot ve stěně krytu elektroniky. V tomto případě se jedná o nestacionární typ úlohy závislosti napětí na teplotě, kde by se muselo přesně lokalizovat místo s výskytem nejvyšší teploty. Při výbuchu uvnitř krytu elektroniky se bude maximální naměřená teplota vyskytovat pouze v desítkách setin sekundy, než dojde k jejímu zchlazení (rychlý děj), takže tato maximální teplota nebude mít výraznější vliv na napětí ve stěně krytu elektroniky. Řešení takové úlohy by vyžadovalo dokonalé zanalyzování a prostudování všech podmínek při vzniku vynuceného výbuchu, což však není předmětem této diplomové práce.

Kontrola byla tedy provedena jen na základně zadaného tlaku  $p_V$ , kdy bylo kontrolováno vnitřní napětí ve stěně krytu elektroniky. Pro simulaci lineární statické analýzy průběhu napětí byl použit program Ansys Workbench v. 14.

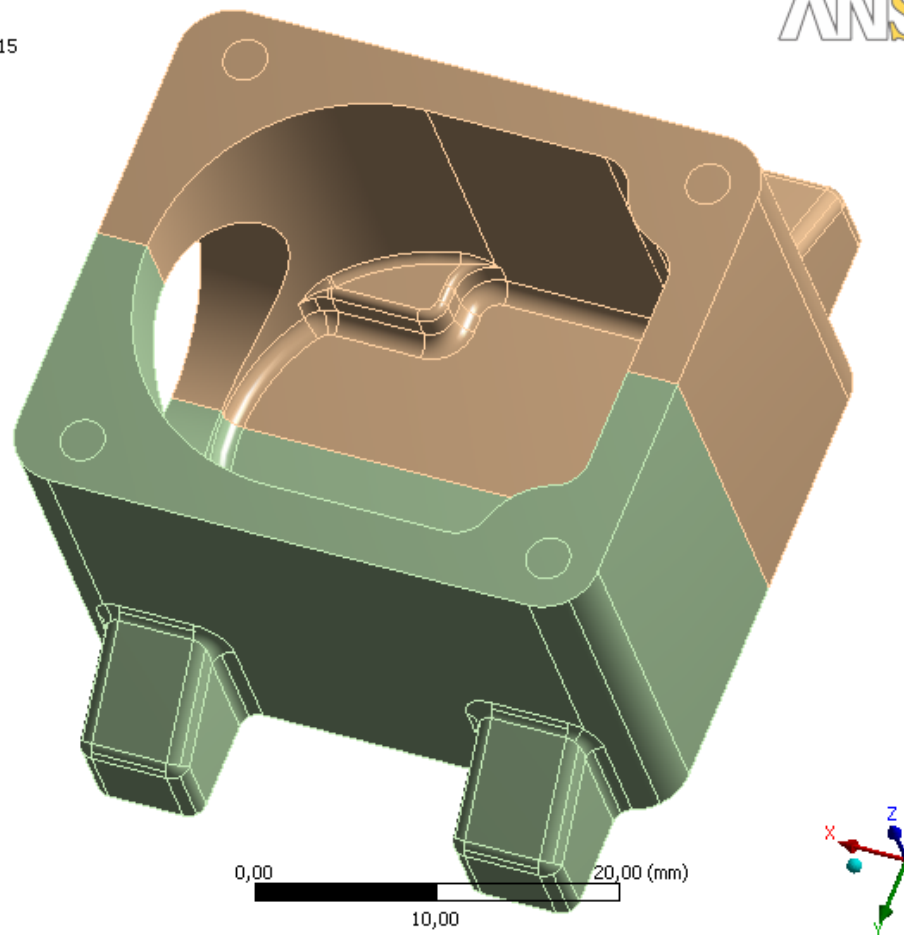
Celý výpočet byl proveden ve dvou krocích. V prvním kroku byly ve zjednodušených podmínkách identifikovány lokální extrémy na krytu elektroniky. Ve druhém kroku došlo ve vybraných místech k zjemnění sítě, aby program vyhodnotil přesnější výsledky. Toto zjemnění se týkalo míst se zaoblením (vruby).

### 5.3.1 Import modelu

Pro zjednodušenou simulaci je potřeba, aby model neobsahoval zbytečné geometrie, které nejsou pro výpočet nezbytně nutné. Musely se tedy odstranit všechny zapuštěné díry pro šrouby a drážky pro těsnění (*Obr. 5.5*). Model krytu elektroniky byl importován do prostředí Ansys Workbench v. 14 ve formátu .stp.

Geometry  
16.5.2013 11:15

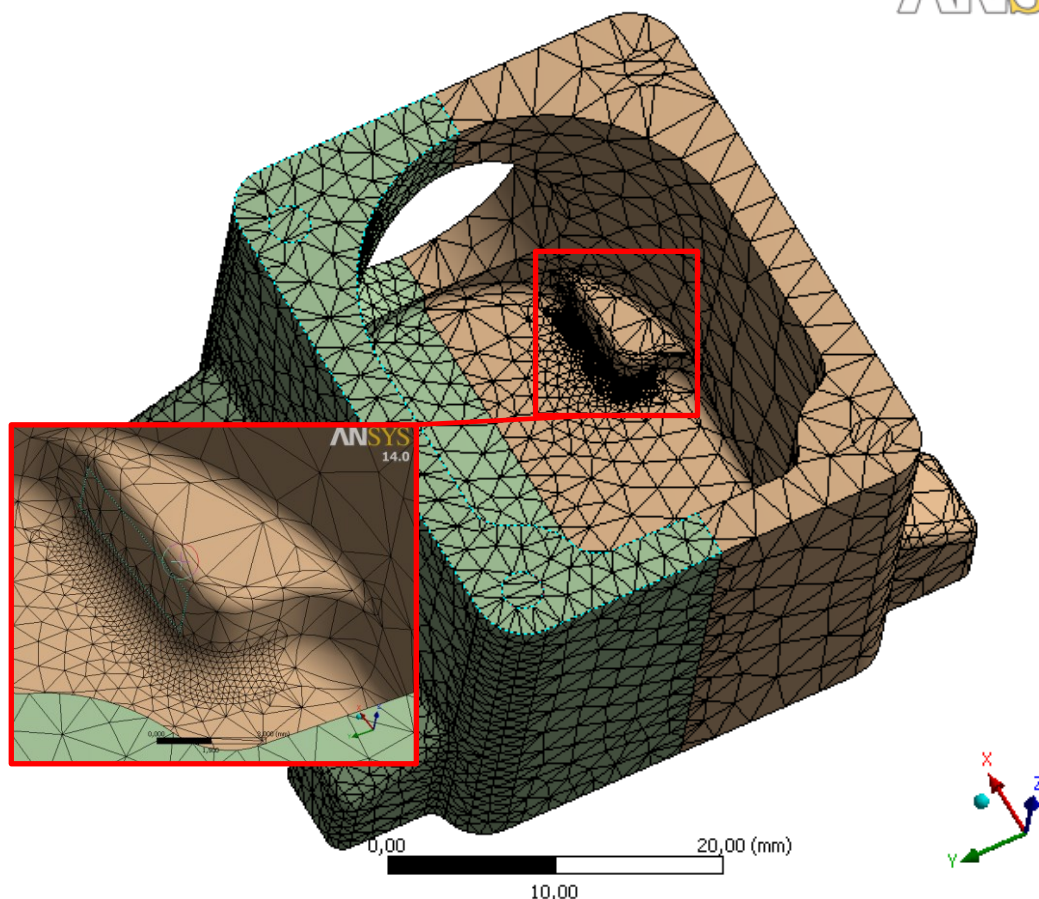
ANSYS  
14.0



*Obr. 5.5: Import modelu*

### 5.3.2 Sít' modelu

Na modelu byla vytvořena síť. V lokálních extrémech došlo ještě navíc ke zjemnění uzlů této sítě podle *Obr. 5.6*.

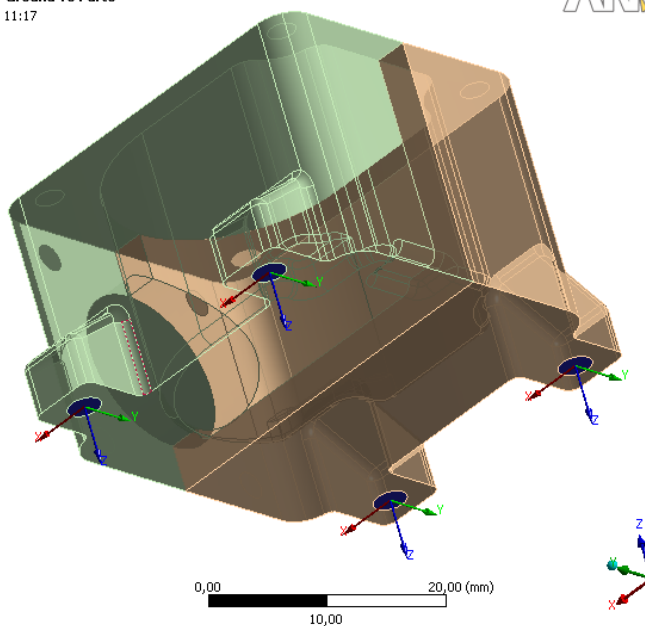
*Obr. 5.6: Sít' modelu*

### 5.3.3 Zadání reakčních sil a tlaku

K tělesu byly přiřazeny vypočítané reakční síly příslušící zvolené ploše. Spodní plocha obsahuje reakční síly vyvolané svěrným spojením (*Obr. 5.7*), které představují vypočítané osově síly ve šroubech. Aby nedošlo k tomu, že zadání reakčních sil na spodní plochu vytvoří absolutně tuhé těleso, musely být reakční síly zadány s příslušným počtem stupňů volnosti.

General - Ground To Part3  
16.5.2013 11:17

ANSYS  
14.0



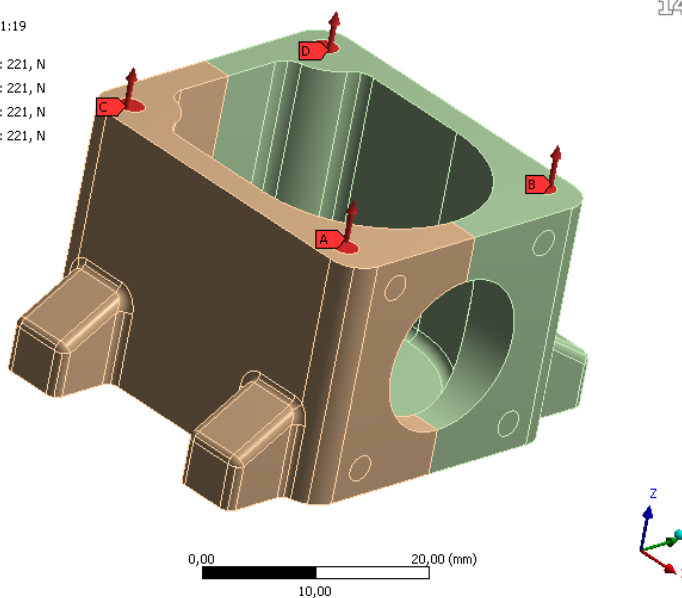
Obr. 5.7: Síly od šroubů objímky

Na horní plochu do středů otvorů pro šrouby poklopu jsou vloženy síly odpovídající rozložení čtvrtině tlaku na této ploše (Obr. 5.8).

E: Static Structural  
Force 9  
Time: 1, s  
16.5.2013 11:19

ANSYS  
14.0

**A** Force 6: 221, N  
**B** Force 7: 221, N  
**C** Force 8: 221, N  
**D** Force 9: 221, N



Obr. 5.8: Síly od šroubů poklopu

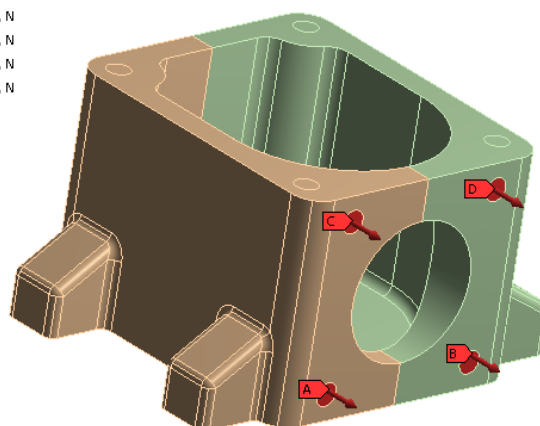
Boční stěna musí být zatížena reakčními silami, které vznikají dotažením konektoru ke krytu elektroniky. K určení byla opět použita čtvrtina tlaku na boční plochu (Obr. 5.9).



E: Static Structural

Force 5  
Time: 1, s  
16.5.2013 11:19ANSYS  
14.0

**A** Force 2: 88, N  
**B** Force 3: 88, N  
**C** Force 4: 88, N  
**D** Force 5: 88, N



0,00 10,00 20,00 (mm)



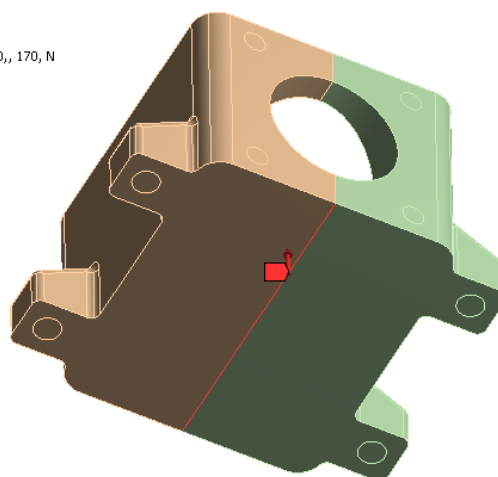
Obr. 5.9: Síly od šroubů konektoru

Kryt elektroniky má s trubkovým kapacitním kondenzátorem liniový styk (Obr. 5.10), proto musela být zadána i reakční síla od této vazby.

E: Static Structural

Force  
Time: 1, s  
16.5.2013 11:19ANSYS  
14.0

**Force: 170, N**  
 Components: 0,, 0,, 170, N



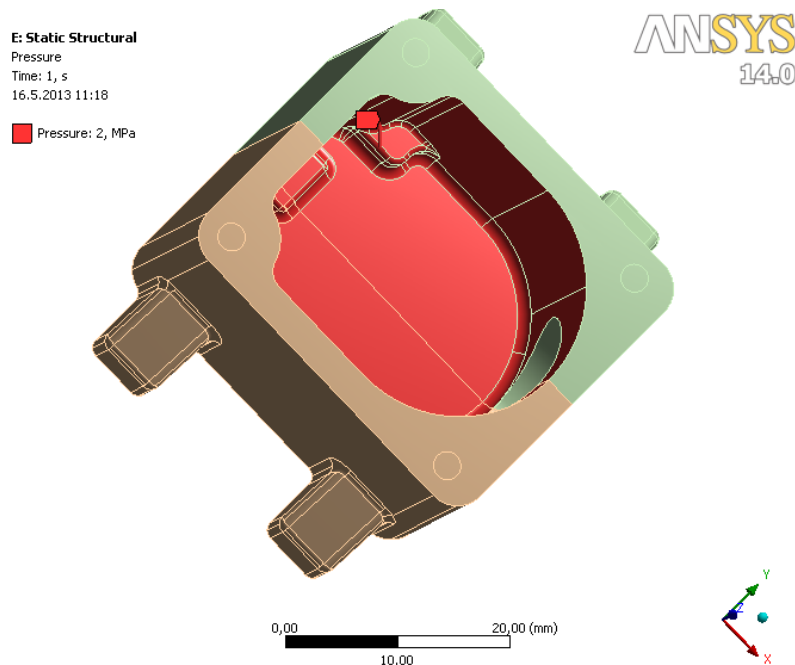
0,00 10,00 20,00 (mm)



Obr. 5.10: Síla od liniového dotyku s kondenzátorem

Celý vnitřní prostor je zatížen zadaným tlakem (*Obr. 5.11*) zvětšeným koeficientem rázu  $k_z = 2$ , který je odvozen pro tento případ v [22]. Výsledný tlak pro výpočet je tedy:

$$p = p_v \cdot k_z = 1 \cdot 2 = 2 \text{ [MPa]} \quad (5.27)$$



*Obr. 5.11: Tlak na vnitřní plochu*

#### 5.3.4 Zadání vlastností materiálu

Vlastnosti pro materiál krytu elektroniky EN AW-2024 byly získány z *Přílohy A* [23] a následně takto zadány do programu:

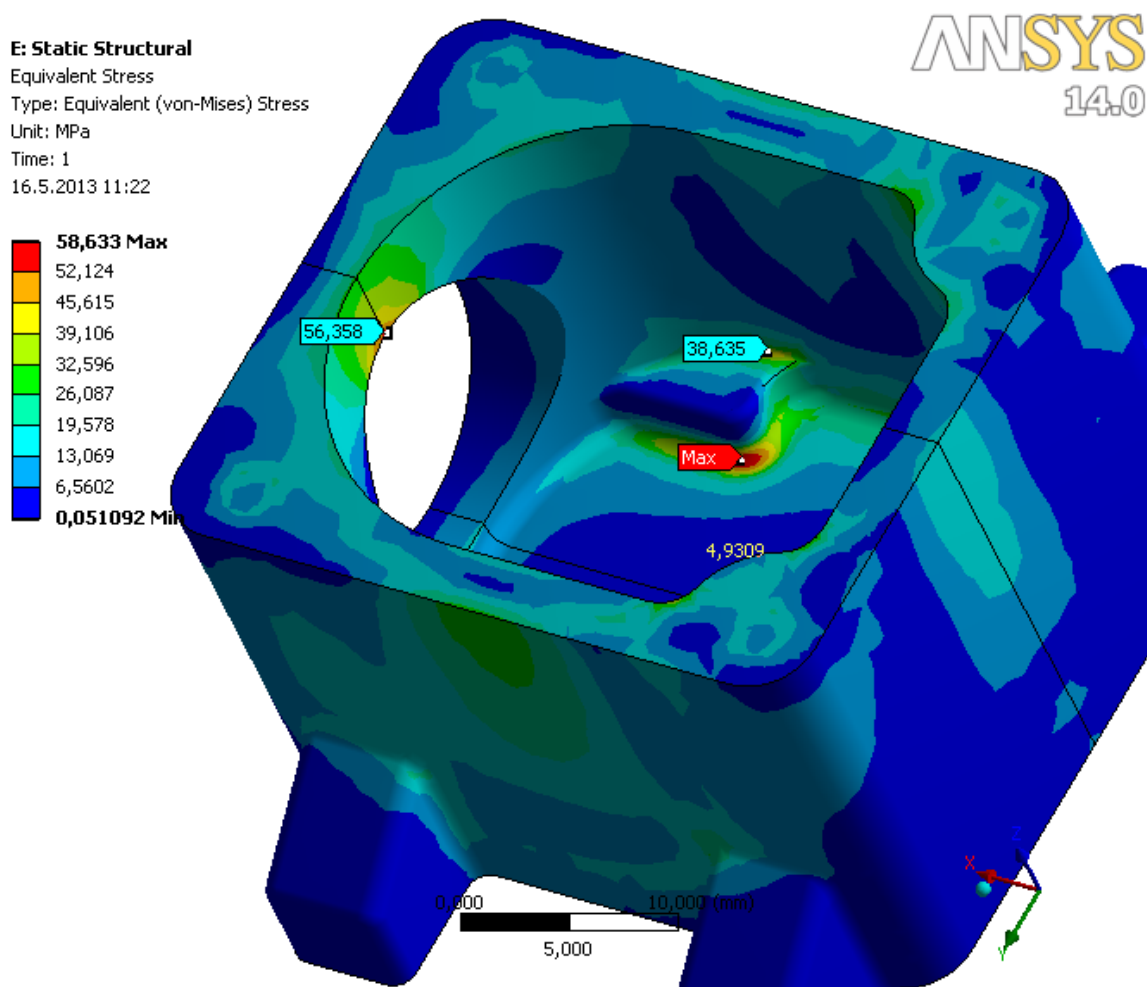
Reference Temperature C				
22,				
Density		2,8e-006 kg mm <sup>-3</sup>		
Coefficient of Thermal Expansion		2,2e-005 C <sup>-1</sup>		
Specific Heat		4,34e+005 mJ kg <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>		
Resistivity		1,7e-004 ohm mm		
Temperature C	Young's Modulus MPa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus MPa	Shear Modulus MPa
	73000	0,33	71569	27444

*Obr. 5.12: Vlastnosti materiálu krytu elektroniky*

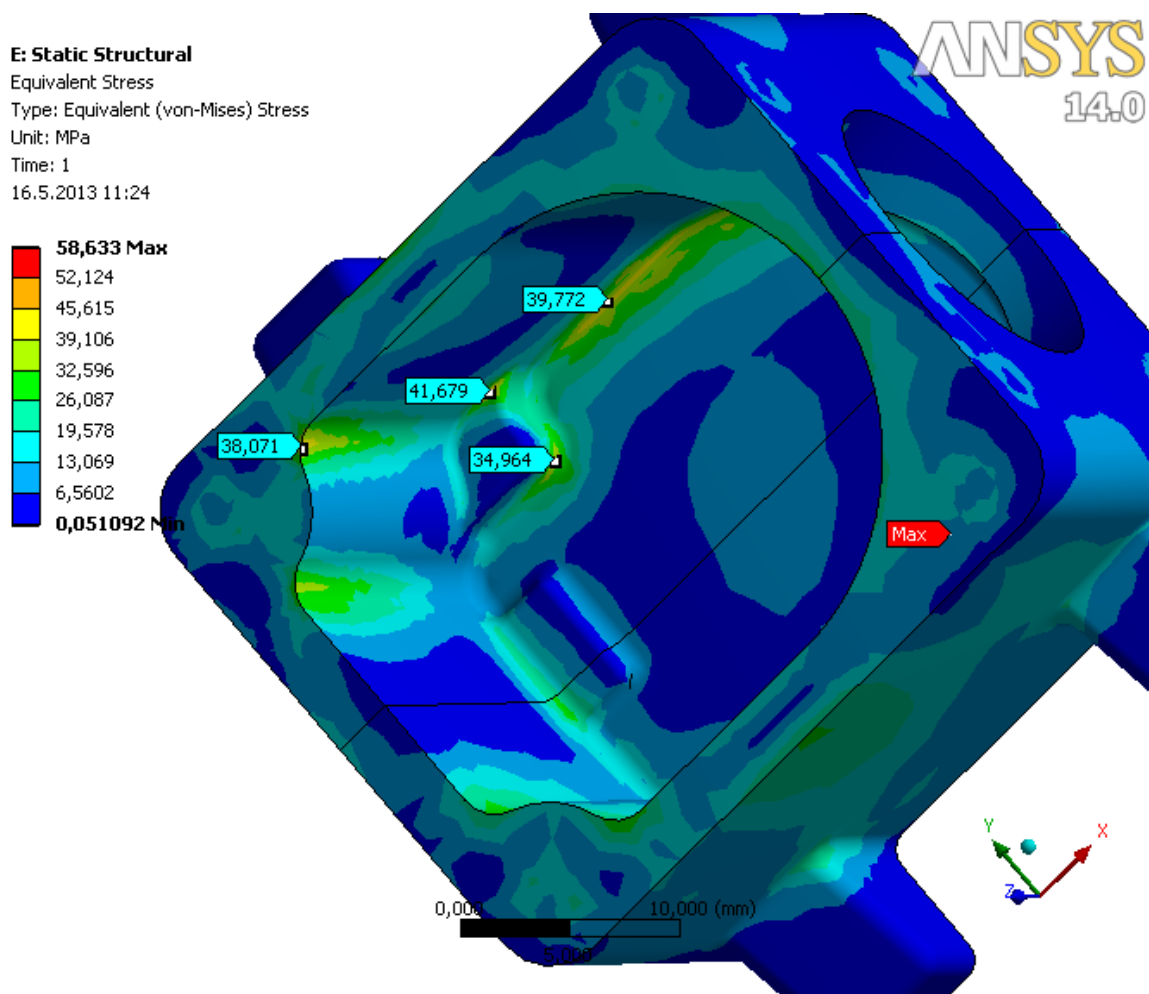
### 5.3.5 Výsledky kontroly

Jak lze vidět na *Obr. 5.13* maximální napětí vychází pouze v jednom místě. To je způsobené tím, že zjemnění sítě bylo vytvořeno jenom v této oblasti. Pro získání přesnějších hodnot bylo nutné zjemnit síť ve všech oblastech vykazující zvýšené napětí. Napětí v zaobleních (*Obr. 5.14*) bude však přibližně stejné, proto byla zjemněna jen jedna oblast.

Výsledky byly porovnány s předepsanými mezními hodnotami pro materiál EN AW-2024 z čehož vyplývá, že napětí vzniklá v kritických místech (zaobleních) nejsou vyšších hodnot než hodnoty tabulkové. Proto lze říct, že pro takto zjednodušený výpočet statické lineární analýzy za stálé teploty +22 °C je konstrukce vyhovující.



*Obr. 5.13: Výsledky analýzy krytu elektroniky – maximální napětí*



Obr. 5.14: Výsledky analýzy krytu elektroniky – napětí v zaoblení

## 5.4 Vyhodnocení výpočtů konstrukčních uzlů

Výpočty konstrukčních uzlů byly prováděny pro zjednodušené výpočtové podmínky. Protože jde o komponenty používané v letectví (vysoké požadavky na konstrukci), je potřeba na součástech provést i zkoušky životnosti, opotřebení a vytvořit experimentální výpočty pro různé druhy zatížení. Tento druh úloh však nebyl v zadání diplomové práce požadován.

## Závěr

V první části diplomové práce je zpracován přehled dosud používaných principů měření množství paliva na letounech. I přesto, že bylo vycházeno z citovaných a dostupných literárních zdrojů, část uvedených informací vznikla jen na základě osobních konzultací s odborníky z praxe, vlastního pochopení a vysvětlení použitých principů měření množství paliva. Jen tak bylo možno zpracovat ucelený přehled, který v takové podobě nebyl dosud publikován.

Umístění vysílače kapacitního palivoměru v integrovaném křídle letounu, které je součástí konkrétního řešení tří vědecko-výzkumných projektů, je věnována další část práce. K řešení byla zvolena nejobtížnější varianta použití vysílačů palivoměru, a to vojenského proudového letounu, u kterého jsou okrajové podmínky podélného náklonu při vzletu a přistání  $\pm 20^\circ$ . U dopravních letounů jsou tyto hodnoty nižší. Optimalizace umístění je řešena tak, aby byla chyba měření při horizontálním letu vlivem umístění vysílače nulová a při náklonech  $\pm 20^\circ$  minimální. Nejdříve byly v 3D softwaru upravena data poskytnutá technickým zadavatelem práce tak, aby bylo možno přesně stanovit disponibilní vnitřní prostor v integrovaném křídle letounu přímo využitelný pro palivo a následně simulovat offsetové roviny definující hladinu paliva při různých režimech letu a množství paliva. K optimalizaci umístění kapacitních vysílačů palivoměru na zadaných přepážkách integrovaného křídla byla použita metoda nejmenších čtverců. I přesto, že tato metoda je obecně známa, byla v práci odvozena, protože požadavek na minimalizaci chyb je v horizontální rovině v ose X (standardně se v literatuře uvádí minimalizace chyb ve vertikální rovině v ose Y). Všechny odvozené výsledky byly zobecněny a následně použity ve výpočtech absolutních a relativních chyb měření pro jednotlivé fáze letu a množství paliva. Výsledná prostorová vizualizace výsledků byla provedena v prostředí 3D. Použitý matematický aparát je srozumitelný a všechny výsledky jsou přehledně uvedeny v tabulkách.

V další části práce je proveden v prostředí 3D softwaru vlastní konstrukční návrh krytu elektroniky a uchycení vysílačů palivoměru na přepážkách integrovaného křídla letounu. Jsou navrženy čtyři varianty. První dvě předpokládají uchycení kapacitních vysílačů palivoměru tvořeného dvěma souosými trubkami jen v jednom bodě a velmi elegantním zástrčkovým připevněním na přepážku integrovaného křídla letounu. Ve třetí a čtvrté variantě je připevnění vysílačů palivoměru navrženo ve dvou bodech pomocí svěrné

objímky, přitažené a aretované šroubovým spojem při zachování podmínky montáže a demontáže jen jednou rukou. U čtvrté konstrukční varianty byly optimalizovány geometrické rozměry krytu elektroniky tak, aby jej bylo možno použít u kapacitního vysílače libovolné délky v rozsahu od 120 mm do 750 mm, ve kterém se nachází délky vysílačů u všech současně řešených projektů. Právě z důvodu univerzálnosti byla zvolena čtvrtá varianta řešení, pro kterou byla následně zpracována výkresová dokumentace včetně příslušných pohledů, sestav a materiálových rozpisek. Rovněž byly u této výsledné varianty pevnostně zkontrolovány nejdůležitější konstrukční uzly v zadaných okrajových podmínkách havarijních rázů se zrychlením  $150 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ . Byl kontrolován dotahující šroub držáku, uchycující objímka, svěrný spoj a ověřena odolnost krytu elektroniky proti vnitřnímu tlaku 1 MPa. Výsledky pevnostních analýz jsou přehledně znázorněny na upravených 3D modelech.

Při zpracování práce byly využity podle vhodnosti svého účelu následující softwarové nástroje:

- Microsoft Word 2010 – textové části a celkové administrativní zpracování
- Microsoft EXEL 2010 – výpočtové úlohy včetně tabulek a 2D grafů
- CATIA V5 R19 – zpracování 3D dat integrovaného křídla, simulace offsetových rovin, analýza umístění vysílačů paliva a chyb měření
- Matlab R2012a – tvorba 3D grafu
- Autodesk Inventor 2012 – konstrukční práce
- AutoCAD 2012 – výkresová dokumentace a funkční schémata
- Ansys Workbench v. 14 – pevnostní analýza krytu elektroniky

## Zhodnocení

Všechny úkoly a cíle stanovené v zadání diplomové práce a uvedené v 1.2.2 byly splněny:

- konstrukční 3D podklady byly vhodně upraveny pro další práci
- výška hladiny byla v 3D softwaru simulována pro různé režimy letu a množství paliva a navíc byly spočítány absolutní a relativní chyby měření
- optimalizace umístění vysílače palivoměru byla provedena na základě vlastního odvození metody nejmenších čtverců
- koeficienty k převodu naměřené výšky hladiny paliva na jeho hmotnostní jednotky byly stanoveny na základě 3D simulování, konstrukce offsetových rovin, výpočtů a jsou přehledně tabelovány
- vlastní mechanická konstrukce krytu elektroniky byla navržena ve čtyřech variantách a proveden optimální výběr
- celková konstrukce kapacitního vysílače palivoměru a jeho uchycení na přepážku integrovaného křídla letounu byla rovněž provedena ve čtyřech variantách s tím, že ve třetí a čtvrté variantě je uchycení vysílače totožné, k realizaci byla zvolena čtvrtá varianta s potřebným vysvětlením, zpracováním pohledů a výkresové dokumentace

V souladu se zadáním práce byly rovněž výpočtem pevnostně ověřeny nejdůležitější konstrukční uzly s vyhovujícím výsledkem a navíc provedena pevnostní analýza krytu elektroniky.

Nad rámec zadání a výsledků uvedených v předkládané diplomové práci byla rovněž provedena optimalizace umístění kapacitních palivoměrů v integrovaném křídle dopravních letounů, které jsou řešeny ve zbývajících dvou projektech výzkumu a vývoje. Výsledky zde nejsou uvedeny, protože postup je zcela shodný. S vědomím požadavku na univerzálnost řešení pro všechny současně řešené projekty byla zvolena konstrukce a uchycení kapacitního vysílače palivoměru.

Další realizační fázi projektů bude výroba funkčního letového vzorku a následně výroba prototypů k provedení laboratorních a letových zkoušek k ověření funkčnosti a environmentální odolnosti. Dále bude následovat zapracování případných zjištění při zkouškách, zpracování kompletní konstrukční a technologické dokumentace, certifikace a povolení sériové výroby.

## **Celkový závěr**

Obsah diplomové práce má svoji teoretickou hodnotu spočívající ve zpracování uceleného přehledu všech dosud používaných principů měření množství paliva na letounech a provedení analýzy vlivu umístění vysílačů paliva v integrovaném křídle na výslednou přesnost měření pro různé fáze letu. Tato analýza dosud nebyla publikována. Praktická hodnota práce spočívá zejména ve stanovení korekčních hodnot k eliminaci nelineární závislosti výšky paliva na jeho hmotnosti, výpočtu chyb měření v závislosti na množství paliva a fázi letu pro konkrétní typ letounu a vlastním originálním návrhu kapacitního vysílače paliva včetně jeho uchycení na přepážce křídla, pevnostních výpočtů vybraných uzlů a ověření odolnosti krytu elektroniky proti vnitřnímu tlaku.

Výsledky beze zbytku splňují zadání, jsou zcela akceptovány technickým zadavatelem a tvoří součást konkrétních tří aktuálních vědecko-výzkumných projektů řešených společností MESIT přístroje, spol. s r.o.



---

## Použitá literatura

- [1] *MESIT přístroje spol. s r.o.* [online]. Uherské Hradiště, 2008 [cit. 2013-04-08]. Dostupné z: <http://www.msp.mesit.cz>.
- [2] MIL-STD-810G. *Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests: United States Military Standard*. USA: Department of Defense, 2008.
- [3] RTCA/DO-160G. *Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment: Standard for environmental test of avionics hardware*. USA: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2010.
- [4] ČSVN 09 105. *Aparatura, přístroje, zařízení a vybavení pro vojenské účely: Všeobecné tech. požadavky, kontrolní a zkušební metody. Metody hodnocení odolnosti proti vnějším vlivům*. Praha: Úřad pro normalizaci a měření, 1999.
- [5] ČSN EN 60079-1 (33 2320). *Výbušné atmosféry - Část 1: Ochrana zařízení pevným závěrem „d“*. Praha: Český normalizační institut, 2007, 74 s.
- [6] ČSN EN 573-3 (421401). *Hliník a slitiny hliníku - Chemické složení a druhy tvářených výrobků - Část 3: Chemické složení a druhy výrobků*. Praha: Úřad pro technickou normalizaci, 2009, 40 s.
- [7] TŮMA JIŘÍ. *Letecké palubní přístroje*. Praha: Naše vojsko, 1960, 214 s. Knihnice Svazarmu, sv. 1.
- [8] DRAXLER, Karel. *Přístrojové systémy letadel I*. 2. vyd. Praha: Vydavatelství ČVUT, Fakulta elektrotechnická, 2003, 196 s. ISBN 80-01-02688-4.
- [9] Přístroje pro sledování chodu leteckých motorů. In: [online]. 2008 [cit. 2013-04-08]. Dostupné z: <http://www.palba.cz/>.
- [10] DUDA, Theodor. *Letecké přístroje*. Díl I, Letecké palubní přístroje. Praha: Česká matice technická, 1947, 173 s.
- [11] PALLETT, E. H. J. *Aircraft instruments and integrated systems*. Boston: Addison Wesley Longman, Incorporated, 1992, 444 s. ISBN 05-82-08627-2.

- 
- [12] KUČERA, Radek. *Numerické metody*. Ostrava, 2003, 157 s. ISBN 80-248-1198-7.
- [13] VEČEŘA, Jiří. *Materiály používané v leteckém průmyslu*. Brno, 2011. 53 s. Bakalářská práce. VUT, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Pospíšilová.
- [14] ŠKVRNA, Tomáš. Inovativní materiály pro moderní letectví. *Techmagazín* [online]. 13.2.2012 [cit. 2013-05-07]. Dostupné z: <http://www.techmagazin.cz/453>.
- [15] APMHENOL. *Kruhové letovací a krimpovací konektory série 62GB/162GB dle MIL-C-26482*. 2004, 39 s. Dostupné z: <http://www.konektor.cz/>.
- [16] GUMEX, s.r.o. - Distributor hadic a pryží [online]. REDENGE solutions s.r.o. 2009 [cit. 2013-05-07]. Dostupné z: <http://www.gumex.cz/>.
- [17] RAIDA, Radek. *Nýty pro nýtování leteckých konstrukcí podle norem ISO a EN*. Brno, 2009. 42 s. Bakalářská práce. VUT, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Klement.
- [18] Teflon [PTFE] Polytetrafluoretylen. *EPP Plasty* [online]. 2012 [cit. 2013-05-08]. Dostupné z: <http://www.eppplasty.cz/index.php>.
- [19] LEINVEBER, Jan a Pavel VÁVRA. *Strojnické tabulky*. 1. vyd. Praha: Albra - pedagogické nakladatelství, 2003. ISBN 80-86490-74-2.
- [20] KALÁB, Květoslav. *Části a mechanismy strojů pro bakaláře: Části spojovací*. Ostrava: VŠB-TUO, 2007, 91 s. ISBN 978-80-248-1290-8.
- [21] NĚMČEK, Miloš. *Řešené příklady z částí a mechanismů strojů: Spoje*. Ostrava: VŠB-TUO, 2002, 114 s. ISBN 80-248-0050-0.
- [22] TRUBENĚA, František a František ŠIMČÁK. *Odolnosť prvkov mechanických sústav: Edícia odbornej a vedckej literatúry*. Košice: Technická univerzita v Košiciach, 2004. ISBN 80-8073-148-9.
- [23] ERMEDIA. *Prodej hliníku a hliníkových slitin - Alcom Alval* [online]. 2013 [cit. 2013-05-16]. Dostupné z: <http://www.hlinik.cz/>.

## Seznam obrázků

Obr. 1.1: a) Areál firmy MESIT, b) ochranná známka .....	15
Obr. 2.1: Přímé plovákové palivoměry .....	22
Obr. 2.2: Přímý plovákový palivoměr s rotačním pohybem plováku .....	23
Obr. 2.3: Schéma pneumatického palivoměru .....	24
Obr. 2.4: Schéma plovákového palivoměru s potenciometrickým dálkovým převodem .....	25
Obr. 2.5: Náhradní el. schéma palivoměru s potenciometrickým dálkovým převodem .....	26
Obr. 2.6: Palivoměr s rotačním pohybem plováku .....	26
Obr. 2.7: Palivoměr s pákovým převodem plováku .....	27
Obr. 2.8: Palivoměr s lineárním pohybem .....	28
Obr. 2.9: Pohyb jezdce po odporové dráze potenciometru .....	29
Obr. 2.10: Vysílač palivoměru LUN 1623-8 .....	30
Obr. 2.11: Schéma principu plovákového vysílače paliva s indukčním převodem .....	30
Obr. 2.12: Zjednodušené schéma kondenzátoru .....	31
Obr. 2.13: Schéma určení kapacity trubkového kondenzátoru ponořeného v palivu .....	32
Obr. 2.14: Přizpůsobení charakteristiky palivoměru geometrickému tvaru nádrže .....	36
Obr. 2.15: Blokové schéma přímého kapacitního palivoměru .....	37
Obr. 2.16: Schéma principu autokompenzačního zapojení .....	37
Obr. 2.17: Přímý kapacitní palivoměr s autokompenzačním principem .....	38
Obr. 2.18: Schéma principu kap, palivoměru s převodníkem kapacita/šířka impulsu .....	38
Obr. 2.19: Umístění kapacitního palivoměru se směrnici .....	39
Obr. 3.1: Zjednodušený model objemu paliva v integrovaném křídle letounu .....	41
Obr. 3.2: Celkový model objemu paliva v integrovaném křídle po všech odečtech .....	41
Obr. 3.3: Poloha paliva v křídle pro množství 450 lb .....	42
Obr. 3.4: Rozmístění žebor pro uchycení palivoměrů v nádrži .....	48
Obr. 3.5: Roviny vytvořené na zvolených žebrech .....	48
Obr. 3.6: Promítnutí hladin paliva na roviny žebor – množství paliva 450 lb .....	49
Obr. 3.7: Průřežky hladin paliva v rovině XY na žeboru č. 0 .....	49
Obr. 3.8: Popis vrcholů průřežek hladin pro množství 650 lb .....	50
Obr. 3.9: Grafické znázornění metody nejmenších čtverců .....	51
Obr. 3.10: Aproximace bodů metodou nejmenších čtverců .....	53
Obr. 3.11: Chyba měření pro různé fáze letu .....	54
Obr. 3.12: Umístění vysílače paliva v křídle na žeboru č. 0 .....	56
Obr. 3.13: Rozsahy měření množství paliva na žeboru č. 0 .....	57
Obr. 4.1: Rozměry soustředných trubek kondenzátoru .....	60
Obr. 4.2: Typy konektorů 62GB pro hermeticky uzavřené nádoby .....	61

Obr. 4.3: Konstrukce palivoměru – varianta č. 1 .....	63
Obr. 4.4: Princip uchycení varianty č. 1 .....	63
Obr. 4.5: Nevýhody uchycení varianty č. 1 .....	64
Obr. 4.6: Konstrukce palivoměru – varianta č. 2 .....	65
Obr. 4.7: Princip uchycení varianty č. 2 .....	65
Obr. 4.8: Konstrukce palivoměru – varianta č. 3 .....	66
Obr. 4.9: Princip uchycení varianty č. 3 .....	66
Obr. 4.10: Nedostatečný prostor pro zapojení protikusu konektoru u varianty č. 3 .....	67
Obr. 4.11: Konstrukce krytu elektroniky ve variantě č. 4 .....	67
Obr. 4.12: Spodní část krytu elektroniky .....	68
Obr. 4.13: Velikost drážky pro těsnící kroužek .....	69
Obr. 4.14: Poklop krytu elektroniky .....	69
Obr. 4.15: Délky těsnících prvků kruhového průřezu .....	70
Obr. 4.16: Objímka pro přichycení krytu elektroniky .....	70
Obr. 4.17: Princip uchycení krytu elektroniky .....	71
Obr. 4.18: Vyjímatelná sestava vysílače paliva .....	71
Obr. 4.19: Komponenty pevného držáku .....	72
Obr. 4.20: Konstrukce pevného plechu držáku .....	72
Obr. 4.21: Konstrukce otočného plechu držáku .....	73
Obr. 4.22: Konstrukce el. nevodivé vložky .....	73
Obr. 4.23: Nalisovaný kolík v teflonové vložce .....	74
Obr. 4.24: Sestava šroubu držáku .....	74
Obr. 4.25: Palivoměry pro použití v zadaném křídle letounu .....	75
Obr. 5.1: Schéma směru zrychlení vyvolávající kroutící moment .....	76
Obr. 5.2: Schéma směru zrychlení vyvolávající posunutí v ose šroubu .....	78
Obr. 5.3: Schéma směru zrychlení vyvolávající posunutí v ose kondenzátoru .....	79
Obr. 5.4: Schéma sevření objímkou vyvolávající posunutí v ose kondenzátoru .....	83
Obr. 5.5: Import modelu .....	86
Obr. 5.6: Síť modelu .....	87
Obr. 5.7: Síly od šroubů objímky .....	88
Obr. 5.8: Síly od šroubů poklopu .....	88
Obr. 5.9: Síly od šroubů konektoru .....	89
Obr. 5.10: Síla od liniového dotyku s kondenzátorem .....	89
Obr. 5.11: Tlak na vnitřní plochu .....	90
Obr. 5.12: Vlastnosti materiálu krytu elektroniky .....	90
Obr. 5.13: Výsledky analýzy krytu elektroniky – maximální napětí .....	91
Obr. 5.14: Výsledky analýzy krytu elektroniky – napětí v zaoblení .....	92

## Seznam tabulek a grafů

### Tabulky:

Tab. 2.1: Tabulka relativní permitivity leteckých paliv.....	32
Tab. 2.2: Tabulka změny relativní permitivity paliva v rozsahu teplot.....	33
Tab. 2.3: Tabulka změny hustoty paliva v rozsahu teplot .....	34
Tab. 3.1: Zvolené hmotnosti paliva v nádrži .....	42
Tab. 3.2: Výška offsetu roviny pro zvolená množství a fázi letu .....	43
Tab. 3.3: Závislost výšky hladiny paliva $h_n$ na jeho množství $m_n$ .....	44
Tab. 3.4: Směrnice přímk $k_n$ závislosti výšky hladiny paliva $h_n$ na jeho množství $m_n$ .....	47
Tab. 3.5: Souřadnice vrcholů průsečíků hladin paliva.....	50
Tab. 3.6: Hodnoty pro výpočet metodou nejmenších čtverců .....	52
Tab. 3.7: Souřadnice průsečíků přímk .....	55
Tab. 3.8: Rozsah měřeného množství paliva na žebří č. 0.....	56
Tab. 3.9: Chyby měření palivoměru na žebří č. 0.....	57
Tab. 4.1: Délky trubek palivoměrů na zvolených žebřích .....	61

### Grafy:

Graf 2.1: Tep. závislost objemu a permitivity let. paliva JETA-1 od -40 °C do +120 °C.....	35
Graf 3.1: Závislost výšky hladiny paliva v křídle na jeho hmotnosti .....	44
Graf 3.2: Výpočet hmotnosti paliva pro jeho konkrétní výšku $h_x$ .....	45
Graf 3.3: Prostorový graf rel. chyby měření v závislosti na množství paliva a režimu letu.....	59

**Obsah přiloženého CD**

/3D_DATA	3D data konstrukčních řešení palivoměru
/DP	vlastní diplomová práce ve formátu .pdf
/OSTATNI	ostatní schémata, obrázky apod.
/VYKRES._DOK.	DP_MAZ144_1
	DP_MAZ144_2
	DP_MAZ144_1.6

## Seznam příloh

Příloha A – vlastnosti EN AW-2024 .....	I
Příloha B – výkresová dokumentace: DP_MAZ144_1 .....	II
Příloha C – výkresová dokumentace: DP_MAZ144_2 .....	III
Příloha D – výkresová dokumentace: DP_MAZ144_1.6 .....	IV

## PŘÍLOHA A – VLASTNOSTI EN AW-2024 [23]

## Typické fyzikální vlastnosti:

Hustota [g/cm <sup>3</sup> ]	2,80
Rozpětí bodu tání [°C]	500-638
Koeficient lineární roztažnosti (0-100°C) - [°C <sup>-1</sup> x 10 <sup>6</sup> ]	22,9
Modul elasticity MPa	73 000
Poissonův koeficient	0,33
Tepelná vodivost (0-100°C) - [W/m °C]	120
Odpor při 20°C - [μΩ cm]	5,7
Měrné teplo (0-100°C) - [J/kg °C]	920

## Technologické vlastnosti:

Svařitelnost	Hodnocení
Elektrický oblouk	Špatné
Inertní plyn	Špatné
Pájení	Dobré
Obrobitelnost	
Odlamování třísek při obrábění - stav T351	Dobré
Lesk opracovaného povrchu - stav T351	Dobré
Korozní odolnost	
Atmosferická	Přijatelné
Proti mořské vodě	Špatné
Vhodnost k eloxování	
Ochranný	Přijatelné
Lesklý	Dobré
Tvrdý	Přijatelné

**Mechanické vlastnosti dle EN 485-2**  
**Materiál EN AW-2024 [Al Cu4Mg1]**

Stav materiálu	Stanovená tloušťka mm		Mez pevnosti v tahu R <sub>m</sub> MPa		Smluvní mez kluzu R <sub>p0,2</sub> MPa		Tažnost min. %		Poloměr ohybu <sup>a</sup>		Tvrdost HBW <sup>a</sup>
	nad	do	min.	max.	min.	max.	A <sub>50mm</sub>	A	180°	90°	
T351	≥ 0,4	1,5	435	-	290	-	12	-	4,0t <sup>b</sup>	4,0t <sup>b</sup>	123
	1,5	3,0	435	-	290	-	14	-	4,0t <sup>b</sup>	4,0t <sup>b</sup>	123
	3,0	6,0	440	-	290	-	14	-	5,0t <sup>b</sup>	5,0t <sup>b</sup>	124
	6,0	12,5	440	-	290	-	13	-		8,0t <sup>b</sup>	124
	12,5	40,0	430	-	290	-	-	11			122
	40,0	80,0	420	-	290	-	-	8			120
	80,0	100,0	400	-	285	-	-	7			115
	100,0	120,0	380	-	270	-	-	5			110
	120,0	150,0	360	-	250	-	-	5			104



**PŘÍLOHA B – VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE: DP\_MAZ144\_1**

*Pouze v tištěné podobě.*

**PŘÍLOHA C – VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE: DP\_MAZ144\_2**

*Pouze v tištěné podobě.*

**PŘÍLOHA D – VÝKRESOVÁ DOKUMENTACE: DP\_MAZ144\_1.6**

*Pouze v tištěné podobě.*